



TESIS (TM 092501)

**STUDI NUMERIK TENTANG PENGENDALIAN ALIRAN
SEKUNDER PADA *AIRFOIL* NASA LS-0417 DENGAN *VORTEX*
GENERATOR DI DEKAT *ENDWALL***

RADIAPRIMA KARTIKA WIJAYA
NRP. 2113 202 902

Academic Advisor
Prof. Ir. SUTARDI, M.Eng. Ph.D.

PROGRAM MAGISTER
BIDANG KEAHLIAN REKAYASA KONVERSI ENERGI
JURUSAN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI
INSTITUTE TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2015



THESIS (TM 142501)

***NUMERICAL STUDY ABOUT SECONDARY FLOW CONTROL
ON NASA LS-0417 AIRFOIL WITH VORTEX GENERATOR
NEAR ENDWALL***

RADIAPRIMA KARTIKA WIJAYA
NRP. 2113 202 902

Academic Advisor
Prof. Ir. SUTARDI, M.Eng. Ph.D.

MASTER PROGRAM
CONVERSION OF ENERGY ENGINEERING
MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT
FACULTY OF INDUSTRIAL TECHNOLOGY
INSTITUTE TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2015

Tesis disusun untuk memenuhi salah satu syarat memperoleh gelar

Magister Teknik (MT)

di

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:

Radiaprima Kartika Wijaya

NRP: 2113202902

Tanggal Ujian: 21 Januari 2015

Periode Wisuda: Maret 2015

Disetujui oleh:

1. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., PhD......(Pembimbing)
NIP. 196412281990031002
2. Dr. Wawan Aries Widodo, ST. MT......(Penguji I)
NIP. 197104051997021001
3. Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT......(Penguji II)
NIP. 196202161995121001
4. Dr. Dedv Zulhidavat Noor, ST. MT......(Penguji III)
NIP. 197512062005011002



Direktori Program Pascasarjana,

Prof. Dr. H. Adi Soeprijanto, MT.

NIP. 196404051990021001



**STUDI NUMERIK TENTANG PENGENDALIAN ALIRAN SEKUNDER
PADA AIRFOIL NASA LS-0417 DENGAN VORTEX GENERATOR DI
DEKAT ENDWALL**

Nama Mahasiswa : Radiaprima Kartika Wijaya

NRP : 2113 202 902

Dosen Pembimbing : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng. Ph.D.

ABSTRAK

Aliran fluida ketika melintasi suatu *airfoil* dekat *endwall* akan terjadi aliran sekunder. Berbagai modifikasi bertujuan untuk mereduksi aliran sekunder yang terjadi diantara *airfoil* dan *endwall*. Pada penelitian ini akan dikaji tentang pengendalian aliran sekunder yang melintasi *airfoil* dengan *vortex generator* dekat *endwall*. Modifikasi *vortex generator* yang dipasang pada *airfoil* di dekat *endwall* bertujuan untuk mengarahkan aliran ke dekat *endwall*, sehingga aliran sekunder dapat tereduksi.

Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik. Simulasi numerik menggunakan *software* Gambit 2.4 dan Fluent 6.3.26 dengan model turbulen k- ϵ standard. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 13 m/s dan 18 m/s ($Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5) dengan sudut serang (α) = 0° , 5° , 8° , 10° , 13° , 15° , 17° , dan 20° . Model benda uji berupa *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* yang terpasang pada *endwall* yang berbentuk pelat datar.

Dari penelitian yang telah dilakukan, dengan modifikasi *airfoil* menggunakan *vortex generator* di dekat *endwall* mampu mereduksi aliran sekunder. Akibat dari reduksi aliran sekunder tersebut terjadi peningkatan koefisien *lift* terbesar terjadi pada sudut serang 13° , yaitu sekitar 3.2% untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 3.9% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$. Terjadi penurunan koefisien *drag* terbesar terjadi pada sudut serang 13° , sekitar 3.2% untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 2.4% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$. Penurunan *axial iso total pressure losses coefficient*, penurunan terbesar terjadi pada sudut serang 13° , yaitu sekitar 7.3% untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 3.1% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$.

Kata kunci: *airfoil*, *endwall*, *vortex generator*, aliran sekunder, gaya *lift*, dan gaya *drag*.



NUMERICAL STUDY ABOUT SECONDARY FLOW CONTROL ON NASA LS-0417 AIRFOIL WITH VORTEX GENERATOR NEAR ENDWALL

By : Radiaprima Kartika Wijaya
Student Number : 2113 202 902
Academic Advisor : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D

ABSTRACT

Fluid flow when across an airfoil near the endwall will occur secondary flow. Various modifications aim to reduce secondary flow that occurs between the airfoil and endwall. In this study will be assessed secondary flow control on the airfoil with vortex generator near the endwall. Modification of vortex generator mounted on the airfoil near the endwall aims to direct the flow close to the endwall, so that the secondary flow can be reduced.

This research was conducted by numerical simulation. Numerical simulation using Gambit 2.4 and Fluent 3.6.26 software with standard $k-\epsilon$ turbulent model. Freestream flow that will be used by 13 m/s and 18 m/s ($Re = 0.85 \times 10^5$ and 1.14×10^5) with the angle of attack (α) = 0° , 5° , 8° , 10° , 13° , 15° , 17° , and 20° . Object model is NASA LS-0417 airfoil with and without vortex generator mounted on endwall.

From the research that has been done, by using a modified airfoil near the endwall with vortex generator is able to reduce the secondary flow. As a result of the reduction of the secondary flow is an increase in lift coefficient was greatest at 13° angle of attack, which is about 3.2% for $Re = 0.85 \times 10^5$ and 3.9% for $Re = 1.14 \times 10^5$. Decreases the greatest drag coefficient occurs at 13° angle of attack, approximately 3.2% for $Re = 0.85 \times 10^5$ and 2.4% for $Re = 1.14 \times 10^5$. Decline in the axial total pressure losses coefficient, the largest decline occurred at 13° angle of attack, which is about 73% for $Re = 0.85 \times 10^5$ and 3.1% for $Re = 1.14 \times 10^5$.

Keywords: airfoil, endwall, vortex generator, secondary flow, lift force, and drag force



DAFTAR ISI

JUDUL.....	i
LEMBAR PENGESAHAN	iii
ABSTRAK.....	v
KATA PENGANTAR	vi
DAFTAR ISI.....	viii
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL.....	xiv
BAB I PENDAHULUAN.....	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	4
1.3 Tujuan Penelitian	4
1.4 Batasan Masalah	5
BAB II DASAR TEORI	7
2.1 <i>Boundary Layer</i>	7
2.2 Separasi Aliran Tiga Dimensi (Aliran Sekunder).....	8
2.3 Sudut Serang	10
2.4 Koefisien Tekanan, Koefisien <i>Drag</i> , dan Koefisien <i>Lift</i>	11
2.4.1 Koefisien Tekanan.....	11
2.4.2 Koefisien <i>Drag</i> dan <i>Lift</i>	11
2.5 <i>Total Pressure Losses Coefficient</i>	13
2.6 <i>Vortex Generator</i>	14
2.7 Karakteristik <i>Airfoil</i> NASA LS-0417	16
2.8 Aliran Melalui Interaksi <i>Airfoil</i> dengan Pelat Datar	20



2.9 Pengontrolan Aliran Sekunder pada <i>Airfoil</i> dan <i>Endwall</i>	24
BAB III METODE PENELITIAN	29
3.1 Langkah-Langkah Penelitian	29
3.1.1 <i>Pre-processing</i>	29
3.1.1.1 Model Benda Uji	29
3.1.1.2 Domain Simulasi	31
3.1.1.3 <i>Meshing</i>	31
3.1.1.4 Kondisi Batas (<i>Boundary Condition</i>)	32
3.1.2 <i>Processing</i>	33
3.1.3 <i>Post-processing</i>	34
3.2 <i>Flowchart</i> Penelitian	35
3.3 Alokasi Waktu Penelitian	36
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN	37
4.1 <i>Grid Independency</i>	37
4.2 Struktur Vektor Kecepatan	38
4.3 <i>Blockage Effect</i>	40
4.4 <i>Axial Total Pressure Losses Coefficient</i>	47
4.5 Koefisien Tekanan (C_P)	49
4.6 Koefisien <i>Lift</i> (C_L) dan Koefisien <i>Drag</i> (C_D)	54
4.6.1 Koefisien <i>Lift</i> (C_L)	55
4.6.2 Koefisien <i>Drag</i> (C_D)	57
4.6.3 Rasio C_L dan C_D (C_L/C_D)	59
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN	61
5.1 Kesimpulan	61
5.2 Saran	61



DAFTAR PUSTAKA	63
----------------------	----

LAMPIRAN

BIODATA



DAFTAR TABEL

Tabel 3.1 Dimensi <i>airfoil</i> NASA LS-0417 dengan <i>endwall</i> serta <i>vortex generator</i>	30
Tabel 3.2 Alokasi waktu penelitian	36
Tabel 4.1 Analisa <i>grid independency</i>	38
Tabel 4.2 <i>Axial total pressure losses coefficient</i> pada <i>airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i>	49



DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 <i>Boundary layer</i> laminar dan turbulen	7
Gambar 2.2 Profil kecepatan <i>boundary layer</i> laminar dan turbulen di dekat permukaan	8
Gambar 2.3 Terbentuknya aliran tiga dimensi.....	9
Gambar 2.4 <i>Nodes</i> yang berdekatan dan <i>saddle point</i>	9
Gambar 2.5 <i>Limiting streamline</i>	9
Gambar 2.6 Distribusi tekanan melewati <i>airfoil</i> dengan variasi sudut serang	10
Gambar 2.7 Variasi C_L dengan <i>angle of attack</i> pada <i>airfoil</i>	10
Gambar 2.8 <i>Profile drag</i>	12
Gambar 2.9 Aliran yang melalui <i>airfoil</i>	13
Gambar 2.10 <i>Streamwise vortices</i> pada daerah setelah melewati <i>vortex generator</i>	15
Gambar 2.11 <i>Vortex generator</i> tipe <i>vane</i> dan <i>wheeler</i>	16
Gambar 2.12 Distribusi tekanan (C_p) pada sisi <i>upper</i> dan <i>lower surface</i> dari <i>airfoil</i> NASA LS-0417.....	16
Gambar 2.13 Koefisien <i>lift airfoil</i> NASA LS-0417 sebagai fungsi sudut serang dan Re	17
Gambar 2.14 Distribusi koefisien tekanan pada <i>airfoil</i>	18
Gambar 2.15 <i>Laminar bubble separation</i> pada <i>airfoil</i> NASA LS-0417 dengan Re rendah.....	19
Gambar 2.16 Koefisien <i>lift</i> dan <i>drag airfoil</i> sebagai fungsi sudut serang	19
Gambar 2.17 Skema aliran melalui <i>appendage</i>	20
Gambar 2.18 (a) Distribusi C_p pada permukaan <i>wing</i> ke arah <i>span</i>	21
Gambar 2.18 (b) Distribusi C_p pada permukaan dinding ke arah transversal.....	21
Gambar 2.19 Skematik <i>horseshoe vortex system</i> pada <i>endwall</i>	22
Gambar 2.20 Distribusi C_p pada permukaan pelat dan sudu.....	22



Gambar 2.21 Hasil visualisasi aliran pada <i>airfoil</i> simetri.....	23
Gambar 2.22 Hasil visualisasi aliran pada <i>airfoil</i> tidak simetri.....	23
Gambar 2.23 (a) Hasil visualisasi aliran tanpa <i>vortex generator</i>	24
Gambar 2.23 (b) Hasil visualisasi aliran dengan <i>vortex generator</i>	24
Gambar 2.24 Koefisien <i>drag</i> dan <i>lift</i> sebagai fungsi sudut serang	25
Gambar 2.25 Kontur kecepatan dan topologi aliran	25
Gambar 2.26 <i>Streamline</i> aliran pada <i>upper side</i>	26
Gambar 3.1 Benda uji	30
Gambar 3.2 Domain simulasi	31
Gambar 3.3 <i>Meshing</i> domain simulasi.....	32
Gambar 3.4 <i>Boundary condition</i>	32
Gambar 3.5 <i>Flowchart</i> metodologi penelitian	35
Gambar 4.1 Struktur vektor kecepatan dengan pemotongan $x/c = 0.55$ pada $\alpha = 0^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) tanpa <i>vortex generator</i> , (b) dengan <i>vortex generator</i>	40
Gambar 4.2 <i>Streamline</i> aliran di <i>upper side airfoil</i> pada sudut serang 13° , (a) tanpa <i>vortex generator</i> $Re = 0.85 \times 10^5$, (b) dengan <i>vortex generator</i> $Re = 0.85 \times 10^5$, (c) tanpa <i>vortex generator</i> $Re = 1.14 \times 10^5$, (d) dengan <i>vortex generator</i> $Re = 1.14 \times 10^5$	42
Gambar 4.3 <i>Streamline</i> aliran di <i>upper side airfoil</i> dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) tanpa <i>vortex generator</i> $\alpha = 10^\circ$, (b) dengan <i>vortex generator</i> $\alpha = 10^\circ$, (c) tanpa <i>vortex generator</i> $\alpha = 13^\circ$, (d) dengan <i>vortex generator</i> $\alpha = 13^\circ$	44
Gambar 4.4 <i>Streamline</i> aliran pada $\alpha = 13^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) <i>mid span</i> tanpa <i>vortex generator</i> , (b) <i>endwall</i> tanpa <i>vortex generator</i> , (c) <i>mid span</i> dengan <i>vortex generator</i> , (d) <i>endwall</i> dengan <i>vortex generator</i>	45
Gamabr 4.5 <i>Streamline</i> aliran pada <i>upper side</i> dengan $\alpha = 8^\circ$, (a) tanpa BRT (Mirmanto dkk, 2012), (b) dengan BRT (Mirmanto dkk, 2012), (c) tanpa VG, (d) dengan VG.....	47



Gambar 4.6 C_p fungsi x/c pada sudut serang 0° pada <i>upper side airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i> untuk $Re = 1.14 \times 10^5$	50
Gambar 4.7 C_p fungsi x/c pada sudut serang 13° pada <i>upper side</i> dan <i>lower side airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i> untuk $Re = 1.14 \times 10^5$	51
Gambar 4.8 Distribusi koefisien tekanan pada sudut serang 0° dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) <i>mid span</i> tanpa <i>vortex generator</i> , (b) <i>endwall</i> tanpa <i>vortex generator</i> , (c) <i>mid span</i> dengan <i>vortex generator</i> , (d) <i>endwall</i> dengan <i>vortex generator</i>	53
Gambar 4.9 Distribusi koefisien tekanan pada $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) $\alpha = 10^\circ$ tanpa <i>vortex generator</i> , (b) $\alpha = 10^\circ$ dengan <i>vortex generator</i> , (c) $\alpha = 13^\circ$ tanpa <i>vortex generator</i> , (d) $\alpha = 13^\circ$ dengan <i>vortex generator</i>	54
Gambar 4.10 Koefisien <i>lift</i> fungsi sudut serang pada <i>airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i>	56
Gambar 4.11 Koefisien <i>lift</i> fungsi sudut serang pada <i>airfoil</i> dengan <i>vortex generator</i> $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5	57
Gambar 4.12 Koefisien <i>drag</i> fungsi sudut serang pada <i>airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i> $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5	58
Gambar 4.13 Koefisien <i>drag</i> fungsi sudut serang pada <i>airfoil</i> dengan <i>vortex generator</i> $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5	59
Gambar 4.14 C_L/C_D fungsi sudut serang pada <i>airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i> untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5	60



KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur penulis curahkan sepenuhnya kepada Allah SWT, karena atas berkah dan izin-Nya Tesis ini dapat terselesaikan. Penulis sangat menyadari bahwa keberhasilan dalam penulisan Tesis ini tak lepas dari dukungan dan bantuan berbagai pihak. Melalui kesempatan ini penulis ingin menyampaikan ucapan terima kasih kepada pihak-pihak yang telah banyak membantu dan mendukung baik secara moril maupun materil dalam proses penyelesaian tugas akhir ini, antara lain:

1. Bapak Prof. Ir. Sutardi, M.Eng. Ph.D, selaku dosen pembimbing Tesis yang selalu mengarahkan dan memberikan saran, motivasi, dan ilmu-ilmu yang sangat bermanfaat bagi penulis.
2. Kedua orang tua tercinta yang senantiasa memberi dukungan dan doa hingga penulis bisa menyelesaikan Tesis ini.
3. Bapak Ir. Bambang Pramujati, MSc. Eng. PhD selaku Kepala Jurusan Teknik Mesin yang telah memberikan motivasi dan dukungan kepada penulis.
4. Bapak Dr. Wawan Aries Widodo, ST. MT, Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT, dan Dedy Zulhidayat Noor, ST. MT. Ph.D, selaku dosen penguji Tesis penulis, terima kasih atas saran-saran yang telah diberikan.
5. Bapak Dr. Bambang Arip Dwiyantoro, ST. M.Eng. selaku dosen wali yang telah memberikan bimbingan dan pengarahan demi kelancaran studi penulis.
6. Sahabat penulis Hayyu Maharani terima kasih atas motivasinya yang selalu memberikan inspirasi dan semangat penulis untuk selalu menjadi lebih maju.
7. Teman-teman M53, terima kasih atas bantuan dan dukungannya selama ini. Semoga kita semua tidak lupa satu sama lain setelah keluar dari jurusan kita tercinta.
8. Seluruh Dosen dan karyawan jurusan Teknik Mesin ITS,
9. Seluruh civitas akademik Teknik Mesin ITS.
10. Semua pihak yang tidak dapat disebutkan oleh penulis.



Penulis menyadari masih banyak kekurangan dalam penyusunan tugas akhir ini, oleh karena itu saran dan masukan dari semua pihak sangat penulis harapkan. Penulis berharap semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat dan sumbangsih bagi perkembangan ilmu pengetahuan.

Surabaya, Januari 2015

Penulis



BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pada zaman modern seperti saat ini kebutuhan manusia tidak dapat dipisahkan dengan teknologi dan ilmu pengetahuan. Pesatnya perkembangan berbagai bidang ilmu mendorong majunya peradaban kehidupan manusia. Ilmu teknik sebagai salah satu bidang yang mengaplikasikan ilmu dan teknologi tentu memegang peranan penting bagi kehidupan manusia. Mekanika fluida merupakan cabang ilmu teknik yang mendorong manusia untuk meneliti aliran fluida yang melintasi suatu benda. Hal ini dikarenakan manusia tidak bisa terlepas dari aliran fluida, misalnya: angin yang berhembus melewati tiang listrik, gedung bertingkat, dan sayap pesawat. Penelitian tentang aliran fluida ini dilakukan untuk mengetahui karakteristik aliran fluida yang melewati suatu benda.

Akhir-akhir ini penelitian lebih banyak difokuskan pada peningkatan efisiensi energi. Salah satu yang berpengaruh yaitu penggunaan komponen aerodinamika pada suatu sarana transportasi, terutama transportasi udara. Pengembangan komponen aerodinamika ini diharapkan mampu mengurangi gaya *drag* dan meningkatkan gaya *lift* sehingga dapat meningkatkan efisiensi bahan bakar.

Aliran fluida ketika melintasi suatu *airfoil* dengan *endwall* akan terjadi separasi terutama pada sudut serang yang besar. Separasi ini terjadi secara dua dimensi maupun tiga dimensi. Separasi dua dimensi terjadi karena momentum aliran tidak dapat melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan gesar yang terjadi pada *airfoil*, hal ini terjadi di daerah *mid span*. Separasi tiga dimensi terjadi karena adanya interaksi *boundary layer* pada dua bodi yang berdekatan, hal ini terjadi di daerah dekat *endwall*. Terjadinya separasi ini menyebabkan kenaikan gaya *drag* pada *airfoil*. Berbagai modifikasi telah dilakukan untuk mengendalikan separasi pada *airfoil*, antara lain: penambahan kekasaran permukaan, penambahan *riblet*, penambahan *vortex generator*, dan masih banyak yang lain.

Analisa dua dimensi sudah sejak lama dipakai untuk mendeskripsikan fenomena aliran dan cukup memuaskan untuk keadaan-keadaan yang sederhana. Belakangan ini diketahui bahwa fenomena aliran melalui benda jauh lebih



kompleks dari yang semula diketahui, analisa dua dimensi tidak lagi cukup untuk memberikan karakteristiknya. Fenomena aliran tiga dimensi pada aliran melalui benda terjadi bila aliran fluida banyak menerima gangguan. Separasi aliran tiga dimensi (aliran sekunder) terjadi ketika suatu aliran melewati dua permukaan benda yang berdekatan. Aliran sekunder adalah bentuk aliran yang mengandung unsur aliran dengan arah tegak lurus terhadap arah aliran utama. Beberapa aliran sekunder dapat dijumpai pada interaksi antara sayap dengan bodi pesawat terbang, *blade* kompresor dengan *hub*, dan atap mobil dengan bagian sisi mobil. Kerugian yang diakibatkan oleh terjadinya aliran sekunder tersebut meliputi *secondary loss*, *blockage effect*, dan *turning angle deflection* sepanjang *span*. Oleh karena itu aliran ini harus diatasi agar mendapatkan nilai efisiensi kerja yang besar.

Beberapa penelitian tentang aliran pada *airfoil* di sekitar *endwall* telah banyak dilakukan. **Meyer & Bechert** (2003) meneliti tentang pengendalian aliran sekunder pada *blade* kompresor. Penelitian ini dilakukan secara eksperimen yang menggunakan *airfoil* dengan tipe NACA 65 K48. *Single vortex generator* dipasang pada *airfoil* di dekat *endwall* yang dimaksudkan untuk mengarahkan aliran ke dekat *endwall*. Aliran dekat *endwall* yang mempunyai momentum yang lebih besar dapat mengurangi potensi terjadinya separasi tiga dimensi yang terjadi. Dari penelitian **Meyer & Bechert** (2003) terlihat bahwa dengan penambahan *vortex generator* dapat memperkecil daerah separasi tiga dimensi yang terjadi di dekat *endwall*. Hal ini mengakibatkan kenaikan koefisien *lift* (C_L) pada *airfoil*.

Gunawan & Sasongko (2005) meneliti tentang aliran tiga dimensi pada *airfoil* dengan *endwall* dengan variasi bentuk permukaan bawah *airfoil*. Penelitian ini dilakukan secara numerik dan eksperimen menggunakan dua jenis *airfoil* yang berbeda yaitu *airfoil* simetri dan *airfoil* tidak simetri. Dari penelitian **Gunawan & Sasongko** (2005) didapatkan variasi kelengkungan permukaan bawah mengakibatkan sisi tersebut mengalami gradien tekanan balik yang lebih besar daripada sisi atas sehingga distribusi tekanan pada sisi bawah cenderung lebih besar. Sebagai akibatnya pada sudut serang 0° titik sadel terbentuk sedikit lebih ke ujung depan dan di bawah garis *chord*. Profil *airfoil* dengan ketebalan *blade* yang besar mengakibatkan gradien tekanan balik yang lebih besar pada aliran yang



menuju ujung depan dibandingkan dengan profil yang lebih ramping. Efek ini membuat titik sadel terbentuk lebih dini dan ke arah belakang. Cabang garis separasi meluas yang menunjukkan daerah kehilangan energi juga lebih besar. Cabang garis separasi yang menguncup pada *suction side* dikarenakan bergesernya minimum *pressure* yang dipengaruhi oleh ketebalan *blade* yang besar.

Penelitian pada *airfoil* tipe NASA LS-0417 juga pernah dilakukan oleh **Hui & Yang** (2008). Penelitian ini mengkaji tentang separasi laminar pada *airfoil* dengan bilangan Reynolds yang rendah menggunakan *particle image velocimetry* (PIV) dengan resolusi tinggi. Dari penelitian **Hui & Yang** (2008) terlihat terjadi *laminar bubble separation* didekat *leading edge* pada *suction side*. Panjang dari *laminar bubble separation* hampir tidak berubah seiring dengan penambahan sudut serang dan terjadi *stall* pada sudut serang 12° . Koefisien *lift airfoil* meningkat secara linear seiring dengan peningkatan sudut serang sampai 11° , sementara koefisien *drag airfoil* yang terjadi sangat kecil.

Sasongko dkk (2012) melakukan penelitian tentang penambahan *bluff rectangular turbulator* (BRT) di depan *leading edge* pada *airfoil* NACA 0015. Karakteristik aliran yang melintasi BRT akan menimbulkan *bubble separation* tepat setelah melintasi BRT. Aliran tersebut berpusar di dekat dinding yang menimbulkan efek akselerasi di dekat *endwall*. Efek yang demikian ini yang menyebabkan penambahan momentum aliran di dekat dinding yang dapat mereduksi separasi 3D.

Mirmanto dkk (2012) melakukan studi numerik tentang penambahan *bluff rectangular turbulator* (BRT) di depan *leading edge* pada *airfoil* British 9C7/32.5C50. Upaya yang dilakukan untuk mereduksi terjadinya separasi 3D hampir sama dengan yang dilakukan oleh **Sasongko dkk** (2012), yaitu dengan memperbesar momentum pada aliran *freestream*. Penggunaan turbulator menghasilkan aliran yang memiliki momentum dan intensitas turbulensi yang lebih besar sehingga dapat mereduksi separasi 3D.

Dari penelitian-penelitian tersebut telah memberikan banyak informasi tentang aliran pada *airfoil* dekat *endwall* dan karakteristik aliran yang melintasi *airfoil* tipe NASA LS-0417. Pada penelitian ini akan digunakan *airfoil* tipe NASA



LS-0417 dengan *endwall* yang diberi *single vortex generator* pada *upper side airfoil* di dekat *endwall*.

1.2 Rumusan Masalah

Aliran fluida ketika melintasi suatu *airfoil* di dekat *endwall* akan terjadi aliran sekunder. Aliran sekunder merupakan bentuk aliran yang mempunyai komponen kecepatan ke arah orthogonal terhadap arah aliran utama. Aliran sekunder ini terjadi karena adanya intervensi *boundary layer* pada *airfoil* dan *endwall* yang berdekatan. Adanya aliran sekunder ini mengakibatkan kerugian-kerugian, diantaranya adalah *secondary loss* dan *blockage effect*. Kerugian-kerugian tersebut dapat direduksi dengan penambahan *turbulator*, seperti yang dilakukan **Sasongko dkk** (2012) dan **Mirmanto dkk** (2012), yaitu dengan menambahkan *bluff rectangular turbulator* (BRT) pada *upstream* yang dapat meningkatkan intensitas turbulensi. **Meyer & Bechert** (2003) menggunakan *single vortex generator* yang dipasang pada *upper side airfoil* NACA 65 K48 di dekat *endwall*. **Meyer & Bechert** (2003) melakukan penelitian secara eksperimen dengan *oli flow visualization*, namun hal ini tidak dapat mengungkap secara detail karakteristik aliran pada *airfoil*. Untuk itu penelitian ini dilakukan secara numerik untuk melihat dengan detail seberapa besar pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap reduksi *blockage effect* yang terjadi dengan berbagai sudut serang. Penelitian tentang teknologi energi terbarukan merupakan suatu keharusan, mengingat cadangan energi fosil yang semakin menipis. Maka dari itu NASA LS-0417 merupakan tipe *airfoil* yang digunakan pada penelitian ini, *airfoil* tipe ini sering digunakan pada *wind turbine*.

1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui seberapa besar *blockage effect* yang dapat direduksi pada *airfoil* dan *endwall* dengan penambahan *vortex generator*. Secara garis besar tujuan penelitian ini antara lain:

1. Mengetahui karakteristik aliran secara detail yang melintasi *airfoil* dan *endwall* dengan dan tanpa *vortex generator* secara kualitatif yang terdiri



dari: distribusi vektor kecepatan, distribusi koefisien tekanan, dan *pathline*.

2. Mengetahui pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap koefisien *lift* total (C_L), koefisien *drag* total (C_D), koefisien tekanan (C_p), dan *axial total pressure losses coefficient* (ζ_{axial}) serta seberapa besar *corner wake* dapat direduksi pada *airfoil* dengan berbagai sudut serang.

1.4 Batasan Masalah

Pada penelitian ini difokuskan untuk melihat detail karakteristik aliran fluida yang melintasi *airfoil* dan *endwall* dengan dan tanpa *vortex generator*. Perlu batasan masalah agar pembahasan yang dilakukan sesuai tujuan yang telah ditentukan, antara lain:

1. Fluida kerja yang digunakan adalah udara dengan kondisi aliran *freestream* bersifat *steady*, *incompressible*, *viscous*, dan *uniform* di sisi masuk *test section*.
2. Kekasaran permukaan pada benda uji diabaikan.
3. Kemungkinan terjadinya perpindahan panas diabaikan.
4. Tipe *airfoil* yang digunakan adalah NASA LS-0417.



“Halaman ini sengaja dikosongkan”

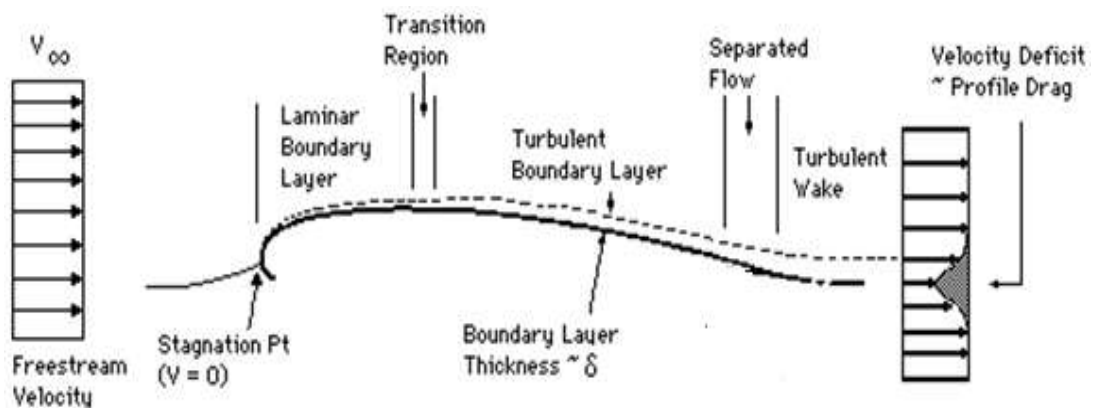


BAB II DASAR TEORI

2.1 Boundary Layer

Berdasarkan karakteristiknya, *boundary layer* digolongkan menjadi *boundary layer* laminar dan turbulen. Umumnya klasifikasi ini bergantung pada gangguan-gangguan yang dapat dialami oleh suatu aliran yang mempengaruhi gerak dari partikel-partikel fluida tersebut. Apabila aliran mempunyai kecepatan relatif rendah atau fluidanya sangat *viscous*, gangguan yang mungkin dialami oleh medan aliran akibat getaran, ketidakrataan permukaan batas, dan sebagainya relatif cepat teredam oleh viskositas fluida tersebut maka *boundary layer* digolongkan sebagai *boundary layer* laminar. Semakin jauh dari jarak *leading edge*, maka kemampuan fluida untuk meredam gangguan menjadi semakin kecil sehingga keadaan peralihan (*transition state*) akan tercapai. Terlampaunya kondisi peralihan menyebabkan sebagian gangguan tersebut menjadi semakin kuat, dimana partikel bergerak fluktuatif atau acak dan terjadi pencampuran gerak partikel antara lapisan-lapisan yang berbatasan. Kondisi yang demikian disebut *boundary layer* turbulen.

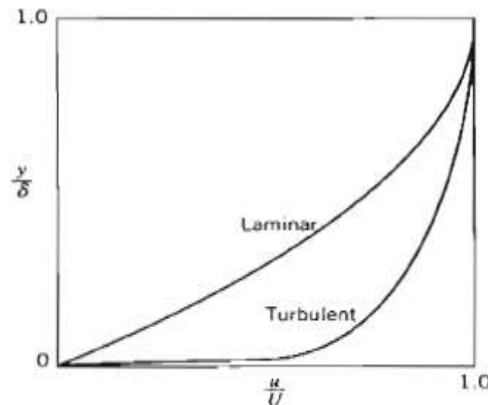
Pada *airfoil* tekanan dan kecepatan yang dimiliki oleh aliran berubah di sepanjang permukaan *airfoil*. Pada umumnya pada *leading edge* dari suatu *airfoil*, *boundary layer* yang terbentuk adalah laminar. Seiring dengan pertumbuhan *boundary layer*, akan terjadi peralihan dari *boundary layer* laminar menjadi *boundary layer* turbulen seperti Gambar 2.1.



Gambar 2.1 *Boundary layer* laminar dan turbulen (Anderson, 2001).



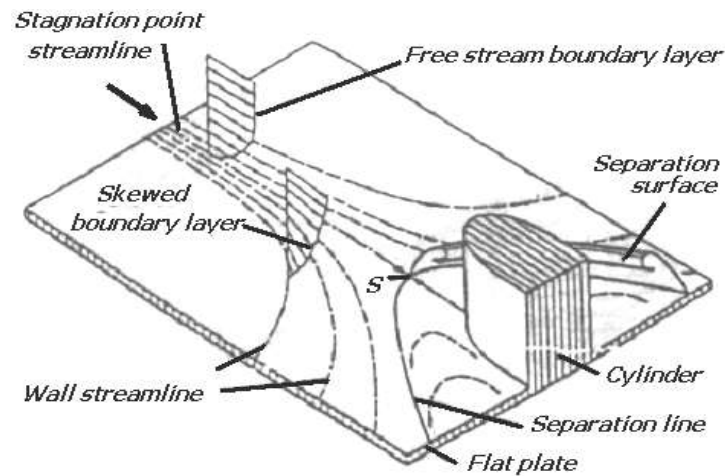
Perbedaan yang mendasar antara *boundary layer* laminar dan turbulen adalah olakan pada *boundary layer* turbulen jauh lebih efektif dalam pengangkutan massa serta momentum fluidanya. Bila diamati secara visual, perbedaan antara *boundary layer* laminar dan turbulen dari profil kecepatan *boundary layer* turbulen lebih landai di daerah dekat dinding daripada profil kecepatan *boundary layer* laminar seperti Gambar 2.2.



Gambar 2.2 Profil kecepatan *boundary layer* laminar dan turbulen di dekat permukaan (Fox dkk, 2010).

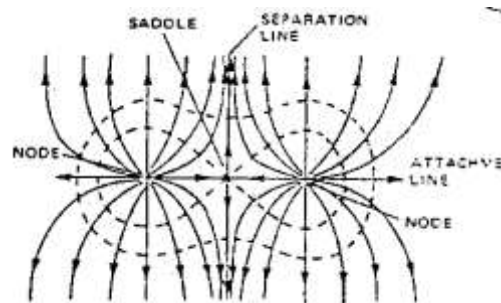
2.2 Separasi Aliran Tiga Dimensi (Aliran Sekunder)

Aliran *viscous* yang melintas diantara permukaan dua benda yang saling berdekatan diketahui sebagai bentuk aliran tiga dimensi yang sangat kompleks. Aliran ini disebabkan oleh adanya interaksi dari lapisan batas permukaan dua benda yang saling berdekatan tersebut. Hal yang sama juga pada aliran yang melintasi interaksi *squat cylindrical body* dengan pelat datar. Kondisi ini secara fisik sangat rumit, namun ilustrasi aliran tersebut diperlihatkan pada Gambar 2.3. Di sini digambarkan *squat cylindrical body* yang ditempatkan menempel pada permukaan plat datar. Apabila lapisan batas 2-D yang berkembang pada plat datar (*incoming boundary layer*) mendekati bodi, maka *adverse pressure gradient* menyebabkan lapisan batas akan *skewed* dan menimbulkan *streamwise vortices* pada *leading edge*. Lapisan batas akan terseparasi di sekitar *leading edge* dan titik separasi ini disebut *saddle point (S)*.



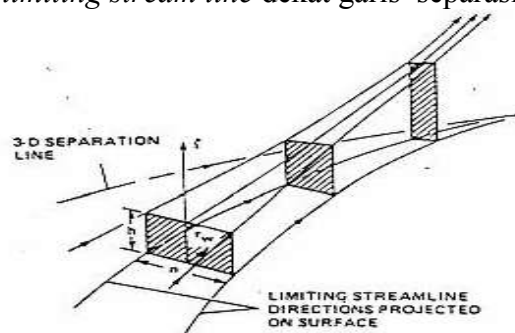
Gambar 2.3 Terbentuknya aliran tiga dimensi (Tobak & Peake, 1982).

Karakteristik lain dari aliran sekunder adalah *line of separation*, merupakan garis yang mencegah barisan *skin friction line* yang muncul dari *nodal points of attachment* agar tidak bertabrakan dengan *skin friction line* yang muncul dari *saddle point*. Pada Gambar 2.4 merupakan pola aliran dari *skin friction line* yang muncul dari *saddle point*.



Gambar 2.4 *Nodes* yang berdekatan dan *saddle point* (Tobak & Peake, 1982).

Wang (1976) mengatakan bahwa *skin friction line* dari suatu *lines of attachment* cenderung untuk mengembang pada suatu permukaan. Pada Gambar 2.5 juga diperlihatkan *limiting streamline* dekat garis separasi aliran 3-D.

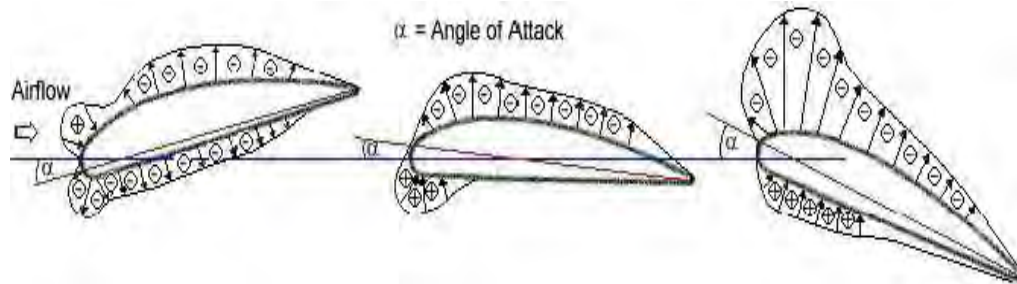


Gambar 2.5 *Limiting streamline* (Tobak & Peake, 1982).



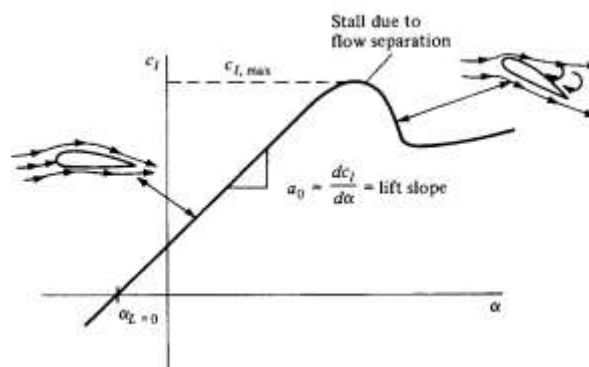
2.3 Sudut Serang

Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan variasi sudut serang ditunjukkan seperti pada Gambar 2.6. Tanda (+) dan (-) mewakili besarnya tekanan, sedangkan panah menunjukkan total gaya. Distribusi tekanan yang terjadi sepanjang kontur permukaan *airfoil* akan dapat dipresentasikan dalam bentuk koefisien tekanan (C_p).



Gambar 2.6 Distribusi tekanan melewati *airfoil* dengan variasi sudut serang (<http://avstop.com/>).

Gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu *airfoil* bervariasi terhadap perubahan sudut serang (α). Ketika sudut serang kecil, gaya angkat yang timbul pada *airfoil* juga kecil. Seiring dengan meningkatnya sudut serang, maka gaya angkat juga akan meningkat sampai suatu ketika terjadi *stall*. Peristiwa *stall* bermula ketika meningkatnya sudut serang yang mengakibatkan separasi yang besar dan terbentuk olakan besar (*wake*) di belakang *airfoil*.



Gambar 2.7 Variasi C_L dengan *angle of attack* pada *airfoil* (Anderson, 2001).

Konsekuensi dari separasi aliran pada sudut serang tinggi adalah pengurangan gaya angkat dan bertambah besarnya gaya hambat akibat *pressure drag*. Harga maksimum dari C_L berada tepat sebelum kondisi *stall* yang dilambangkan dengan C_{Lmax} . C_{Lmax} merupakan aspek paling penting pada performansi *airfoil*, karena menentukan kecepatan dan sudut *stall* pesawat udara. Kondisi tersebut saat pesawat melakukan *take off*, *take on*, dan *manuever*.



Hubungan antara gaya angkat dengan variasi *angle of attack* ditunjukkan seperti pada Gambar 2.7.

2.4 Koefisien Tekanan, Koefisien *Drag*, dan Koefisien *Lift*

2.4.1 Koefisien Tekanan

Distribusi tekanan yang terjadi pada kontur benda bisa dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut koefisien tekanan. Koefisien tekanan (C_p) adalah selisih antara tekanan statis lokal dan tekanan statis *freestream* dibagi dengan tekanan dinamis.

$$C_p = \frac{p_c - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho U^2} \quad (2.1)$$

dimana:

C_p : koefisien tekanan

p_c : tekanan statis lokal pada kontur

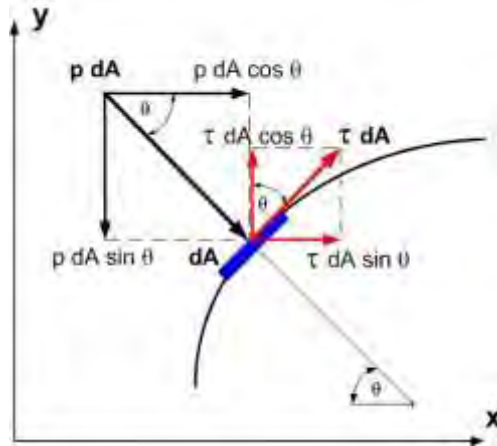
p_∞ : tekanan statis aliran bebas

ρ : massa jenis fluida

U : kecepatan *freestream*

2.4.2 Koefisien *Drag* dan Koefisien *Lift*

Benda yang terbenam di dalam aliran fluida yang bergerak akan mengalami gaya-gaya akibat interaksi dengan fluida. Gaya yang ditimbulkan ini dapat berupa *normal force* (gaya normal) akibat dari tekanan fluida dan *shear force* (gaya geser) yang disebabkan oleh viskositas fluida. Pada aliran dua dimensi, gaya-gaya yang sejajar dengan aliran fluida disebut *drag force* (gaya hambat) sedangkan gaya-gaya yang tegak lurus dengan arah aliran dinamakan *lift force* (gaya angkat). Gaya hambat yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* (F_{Df}) yaitu gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial yang timbul sebagai akibat adanya viskositas (tegangan geser antara fluida dan permukaan benda) dan *pressure drag* (F_{Dp}) yaitu gaya hambat yang tegak lurus terhadap permukaan benda yang timbul karena adanya tekanan fluida. Resultan antara *skin friction drag* dengan *pressure drag* ini disebut *profile drag* (gaya hambat total) yang ditunjukkan pada Gambar 2.8.



Gambar 2.8 Profile drag (Sita, 2009).

Resultan dari gaya akan menghasilkan komponen gaya-gaya sebagai berikut:

$$dF_x = (p dA) \cos \theta + (\tau dA) \sin \theta \quad (2.2)$$

$$dF_y = -(p dA) \sin \theta + (\tau dA) \cos \theta \quad (2.3)$$

komponen gaya ke arah sumbu-x adalah gaya hambat sedangkan komponen gaya ke arah sumbu-y adalah gaya *lift*. Gaya hambat yang terbentuk dapat didefinisikan sebagai berikut:

$$F_D = F_{Df} + F_{Dp} \quad (2.4)$$

$$F_D = \int \cos \theta (p dA) + \int \sin \theta (\tau dA) \quad (2.5)$$

Biasanya gaya *drag* sering diekspresikan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* yang didefinisikan sebagai total tegangan akibat gaya *drag* dibagi dengan tekanan dinamis *freestream* ($1/2 \rho U_\infty^2$) atau:

$$C_D = \frac{F_D}{1/2 \rho U_\infty^2 A} \quad (2.6)$$

Koefisien *drag* (C_D) juga dapat diperoleh dengan hasil integrasi dari distribusi tekanan (C_p) sepanjang kontur *solid body* yang merupakan kontribusi dari *normal pressure* atau *pressure drag*. Adapun koefisien *drag* (C_D) diperoleh dengan mengintegrasikan distribusi tekanan sepanjang kontur dengan persamaan sebagai berikut :

$$C_D = \frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \cos(\theta) d\theta \quad (2.7)$$

Gaya *lift* merupakan komponen gaya yang tegak lurus terhadap aliran *freestream*. Perbedaan kecepatan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari suatu



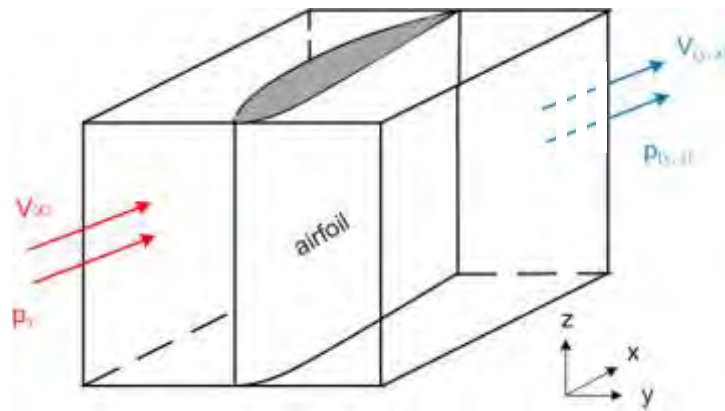
benda dapat menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan yang dapat menimbulkan terjadinya *lift*. Adapun koefisien *lift* (C_L) dapat ditunjukkan dari persamaan berikut :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 A} \quad (2.8)$$

$$C_L = -\frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \sin(\theta) d\theta \quad (2.9)$$

2.5 Total Pressure Losses Coefficient

Dalam mempresentasikan separasi aliran 3D, akan digunakan koefisien tekanan total yang dapat diturunkan dari persamaan energi. Berdasarkan ilustrasi properti aliran pada Gambar 2.9 di atas, V_∞ , p_∞ merupakan kecepatan dan tekanan *freestream* dari *inlet*, sedangkan $V_{(y,z)}$, $p_{(y,z)}$ merupakan kecepatan dan tekanan pada posisi (y, z) . *Total pressure losses coefficient* (ζ_v) didefinisikan sebagai berikut:



Gambar 2.9 Aliran yang melalui *airfoil*.

Pada *inviscid flow*:

$$\frac{p}{\rho} + \frac{\bar{V}^2}{2} + g z = \text{konstan} \quad (2.10)$$

$$\frac{p_\infty}{\rho} + \frac{\bar{V}_\infty^2}{2} + g z_\infty = \frac{p(y,z)}{\rho} + \frac{\bar{V}^2(y,z)}{2} + g_{(y,z)} z, \quad (2.11)$$

dimana $z = z_\infty$

$$\frac{p_\infty}{\rho} + \frac{\bar{V}_\infty^2}{2} = \frac{p(y,z)}{\rho} + \frac{\bar{V}^2(y,z)}{2} \quad (2.12)$$



$$\underbrace{p_{\infty} + \frac{1}{2} \rho \bar{V}_{\infty}^2}_{p_{t\infty}} = \underbrace{p_{(y,z)} + \frac{1}{2} \rho \bar{V}_{(y,z)}^2}_{p_{t(y,z)}} \quad (2.13)$$

$$p_{t\infty} = p_{t(y,z)} \quad (2.14)$$

Sedangkan pada *viscous flow* ada *specific energy losses* seperti persamaan (2.15) berikut ini.

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} + g Z_{\infty} = \frac{p_{(y,z)}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{(y,z)}^2}{2} + g_{(y,z)} z + (\text{specific energy losses})_{\infty \rightarrow 2} \quad (2.15)$$

Jika $z = Z_{\infty}$, maka:

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} = \frac{p_{(y,z)}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{(y,z)}^2}{2} + (\text{specific energy losses})_{\infty \rightarrow 2} \quad (2.16)$$

Energy losses ini dapat diwakili oleh *total pressure losses coefficient*, sehingga

$$\underbrace{p_{\infty} + \frac{1}{2} \rho \bar{V}_{\infty}^2}_{p_{t\infty}} = \underbrace{p_{(y,z)} + \frac{1}{2} \rho \bar{V}_{(y,z)}^2}_{p_{t(y,z)}} + (\Delta p_t \text{ loss})_{\infty \rightarrow 2} \quad (2.17)$$

$$p_{t\infty} = p_{t(y,z)} + (\Delta p_t \text{ loss})_{\infty \rightarrow 2} \quad (2.18)$$

Dalam mempresentasikan kerugian tekanan total pada penelitian ini digunakan koefisien tak berdimensi kerugian tekanan total, yaitu $\zeta_{V\infty}$,

$$\text{dimana } \zeta_{V\infty} = \frac{(\Delta p_t \text{ loss})_{\infty \rightarrow 2}}{\frac{1}{2} \rho \bar{V}_{\infty}^2} = \frac{p_{t\infty} - p_{t(y,z)}}{\frac{1}{2} \rho \bar{V}_{\infty}^2} \quad (2.19)$$

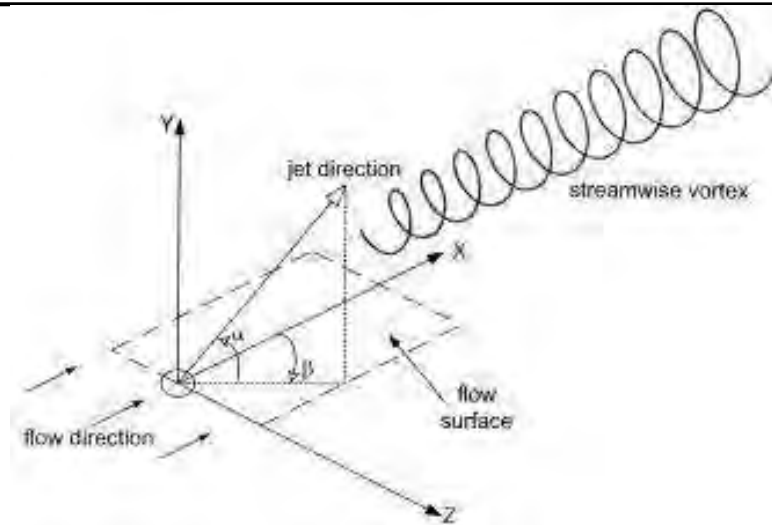
$\zeta_{V\infty}$: koefisien *total pressure losses*,

$p_{t(y,z)}$: tekanan total pada posisi (y, z)

$p_{t\infty}$: tekanan total *inlet*

2.6 Vortex Generator

Vortex generator merupakan perangkat aerodinamika yang berbentuk menyerupai sirip dimana biasanya *vortex generator* ini diletakkan pada *suction side* atau permukaan atas dari suatu benda seperti pada sayap pesawat atau pada sudu turbin. Ketika benda tersebut bergerak, maka *vortex generator* ini menyebabkan munculnya *vortex* atau olakan akibat adanya *transfer momentum* pada daerah setelah melewati *vortex generator* ini sehingga terjadi transformasi *boundary layer* yang pada mulanya berupa *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. Pola aliran setelah melewati *vortex generator* seperti Gambar 2.10.



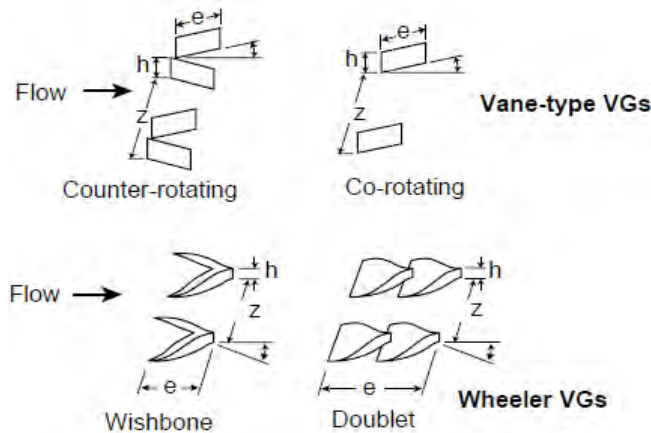
Gambar 2.10 *Streamwise vortices* pada daerah setelah melewati *vortex generator* (Sita, 2009)

Vortex generator pada dasarnya dimanfaatkan untuk menunda separasi aliran yang memiliki efek merugikan terhadap *lift* maupun *drag* dari suatu *body* yang bergerak. Untuk mengatasi hal tersebut maka *vortex generator* ini ditempatkan pada *external surface* pada suatu *moving body*. Ketika melalui *vortex generator*, maka aliran akan timbul *vortex* akibat adanya *transfer momentum* pada partikel fluida yang bergerak secara rotasi sehingga menimbulkan *streamwise vortices* pada permukaan benda. Munculnya *vortices* ini menyebabkan perubahan *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* yang memiliki gradien kecepatan yang lebih tinggi pada daerah dekat permukaan. Hal ini menyebabkan adanya penambahan momentum aliran sehingga lebih dapat melawan *adverse pressure gradient* (gradien tekanan balik) maupun *skin friction* yang terjadi sehingga separasi dapat tertunda. Tertundanya separasi ini maka daerah *wake* yang terbentuk pada daerah belakang benda menjadi lebih sempit sehingga secara teoritis, nilai *lift coefficient* akan meningkat sedangkan *drag coefficient* akan turun. Dengan kata lain, penambahan *vortex generator* ini bertujuan untuk meningkatkan performa aerodinamika suatu benda yang ditunjukkan dengan peningkatan rasio C_L/C_D .

Lin (2002) melakukan studi pengontrolan separasi aliran menggunakan *vortex generator* (Gambar 2.11). *Vortex generator counter-rotating* mampu menunda separasi aliran secara efektif dibandingkan bentuk yang lain. Hal ini dikarenakan mampu menghasilkan *streamwise vortices* sehingga aliran lebih



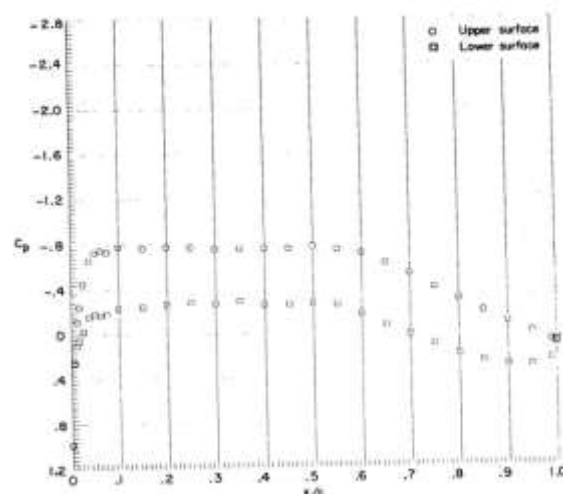
tahan terhadap *adverse pressure gradient*. *Streamwise vortices* merupakan komponen dari *vortex* yang sejajar dengan vektor kecepatan *freestream*.



Gambar 2.11 *Vortex generator* tipe *vane* dan *wheeler* (Lin, 2002).

2.7 Karakteristik *Airfoil* NASA LS-0417

Usaha-usaha penelitian dan percobaan telah dilakukan guna pengembangan desain *airfoil*. Pekerjaan ini paling banyak dilakukan oleh NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) yang sekarang bernama NASA (*National Aeronautics and Space Administration*). Karakteristik aerodinamika dari *airfoil* NACA didapatkan dari eksperimen yang telah dilakukan selama tahun 1930-1940 sedangkan *airfoil* NASA menggunakan teknik numerik pada komputer. Eksperimen dengan *wind tunnel* digunakan untuk membandingkan profil dari desain komputer sehingga diperoleh karakteristik dari *airfoil*.



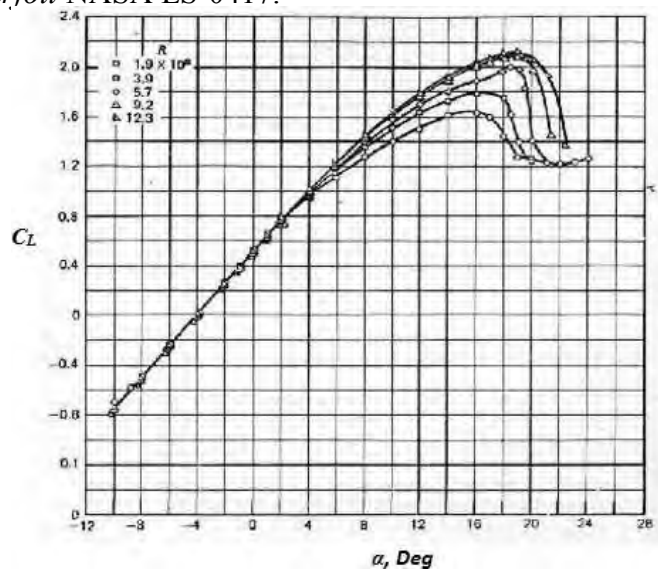
Gambar 2.12 Distribusi tekanan (C_p) pada sisi *upper* dan *lower surface* dari *airfoil* NASA LS-0417 (McGhee & Beasley, 1973).



NASA LS-0417 atau yang dikenal dengan (GA(W)-1) *airfoil* merupakan jenis kategori *airfoil* yang didesain dalam kelompok LS(1)-XXXX. LS(1) mengidentifikasikan *low-speed* (seri pertama), 2 digit selanjutnya sama dengan desain koefisien *lift* pada sepersepuluh *chord* dan dua digit terakhir menunjukkan ketebalan *airfoil* dalam persen *chord*.

Distribusi koefisien tekanan dari *airfoil* NASA LS-0417 pada sudut serang 4° ditunjukkan pada Gambar 2.12. Radius *leading edge* yang besar (0,08C dibandingkan dengan standar 0,02C) pada *airfoil* NASA LS-0417 bertujuan untuk memperhalus perubahan koefisien tekanan (C_p).

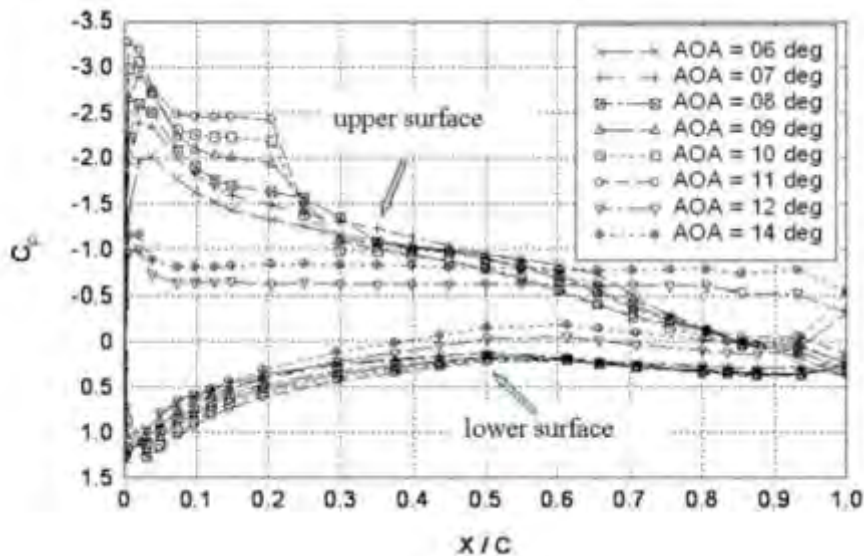
Selain itu terdapat jenis *airfoil* dalam kelompok *low speed* yang memiliki ketebalan (*thickness*) berbeda yaitu LS(1)-0413 dan LS(1)-0421. Bila dibandingkan dengan *airfoil* NACA yang memiliki ketebalan yang sama, *airfoil* jenis NASA memiliki sekitar 30% C_{Lmax} yang lebih tinggi dan peningkatan *lift to drag ratio* (L/D) sebesar 50% pada koefisien *lift* 1,0. Nilai L/D yang rendah menunjukkan kemampuan *maneuvering* yang baik pada pesawat terbang. Grafik koefisien *lift* *airfoil* NASA LS-0417 pada berbagai sudut serang ditunjukkan Gambar 2.13. Dari Gambar 2.13 diketahui bahwa *airfoil* NASA LS-0417 memiliki nilai C_L yang berbeda-beda, tergantung dengan besarnya bilangan Reynolds. Semakin besar bilangan Reynolds semakin besar pula *stall angle* yang terjadi pada *airfoil* NASA LS-0417.



Gambar 2.13 Koefisien *lift* *airfoil* NASA LS-0417 sebagai fungsi sudut serang dan Re (McGhee & Beasley, 1973).

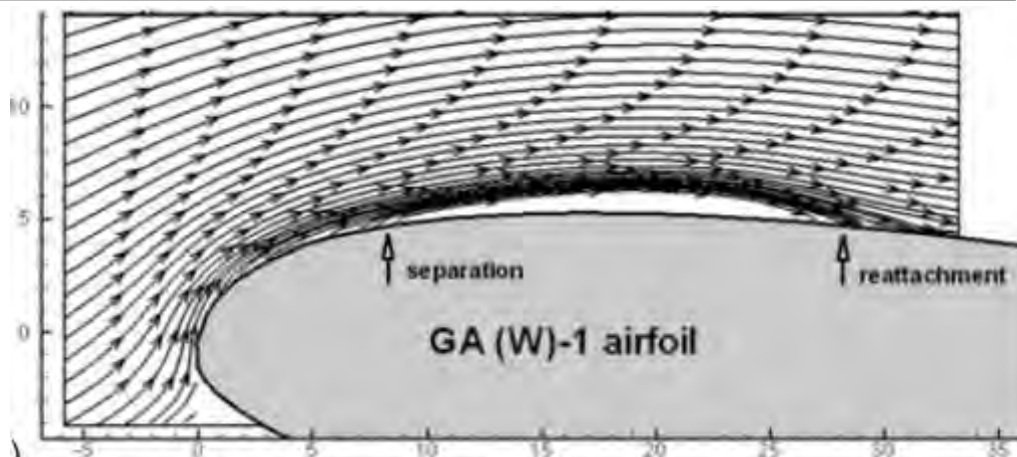


Hui & Yang (2008) pernah meneliti tentang separasi aliran laminar pada *airfoil* NASA LS-0417 secara eksperimen menggunakan *particle image velocimetry* (PIV) dengan berbagai *angle of attack*. Distribusi koefisien tekanan permukaan atas dan bawah sepanjang *chord* pada *mid span* dengan berbagai *angle of attack* dapat dilihat pada Gambar 2.14.



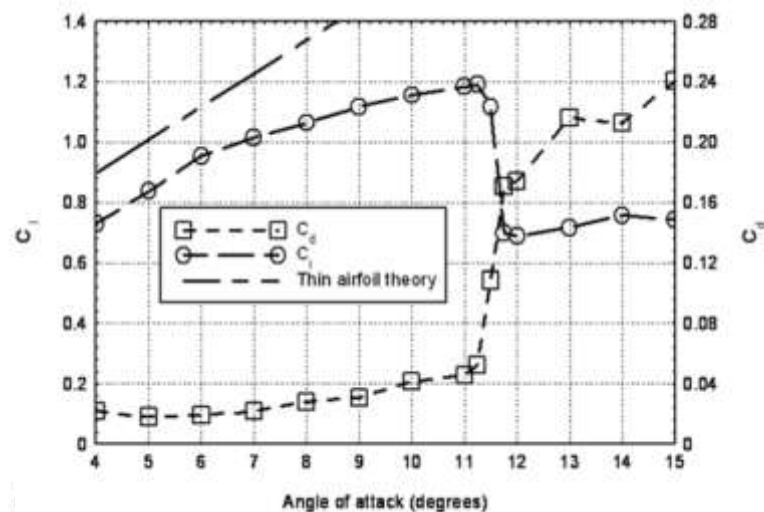
Gambar 2.14 Distribusi koefisien tekanan pada *airfoil* (Hui & Yang, 2008).

Distribusi koefisien tekanan khususnya di permukaan bawah *airfoil* tidak mengalami perubahan dengan peningkatan sudut serang hingga 12° , distribusi koefisien tekanan di permukaan atas *airfoil* terlihat secara signifikan berbeda pada sudut serang yang berbeda. Pada sudut serang relatif kecil yaitu kurang dari 8° , profil koefisien tekanan sepanjang permukaan atas *airfoil* terlihat mencapai puncak negatif dekat *leading edge airfoil*. Selanjutnya tekanan pada permukaan secara bertahap dan cepat pulih pada permukaan atas *airfoil* hingga *trailing edge airfoil*. Ketika sudut serang meningkat dari 8° sampai 12° , sebuah karakteristik khas dari profil koefisien tekanan adalah adanya sebuah wilayah hampir selalu tekanan konstan yaitu pada x/c 0.05-0.25. Peningkatan secara tiba-tiba koefisien tekanan terlihat pada wilayah dataran tinggi ke hilir, tekanan secara bertahap pulih mirip seperti kasus dengan sudut serang relatif rendah. Karakteristik yang khas dari koefisien tekanan sebenarnya berhubungan erat dengan separasi aliran *boundary layer* laminar dan pembentukan *laminar bubble separation* pada bilangan *Reynolds* yang rendah seperti yang terlihat pada Gambar 2.15.



Gambar 2.15 Laminar bubble separation pada airfoil NASA LS-0417 dengan Re rendah (Hui & Yang, 2008).

Koefisien *lift* dan *drag* pada *airfoil* dengan berbagai sudut serang dihitung secara numerik dengan mengintegrasikan distribusi tekanan permukaan yang diukur di sekitar model *airfoil* 2D yang digunakan dalam penelitian ini. Gambar 2.16 menunjukkan profil koefisien *lift* dan *drag* sebagai fungsi sudut serang. Seperti yang terlihat dari distribusi tekanan permukaan yang diukur dan hasil pengukuran PIV yang dibahas di atas. Koefisien *lift* *airfoil* terlihat meningkatkan hampir linear seiring dengan peningkatan sudut serang. Tingkat kenaikan koefisien *lift* *airfoil* terlihat hampir sama dengan prediksi berdasarkan teori *airfoil* tipis.



Gambar 2.16 Koefisien *lift* dan *drag* *airfoil* sebagai fungsi sudut serang (Hui & Yang, 2008).

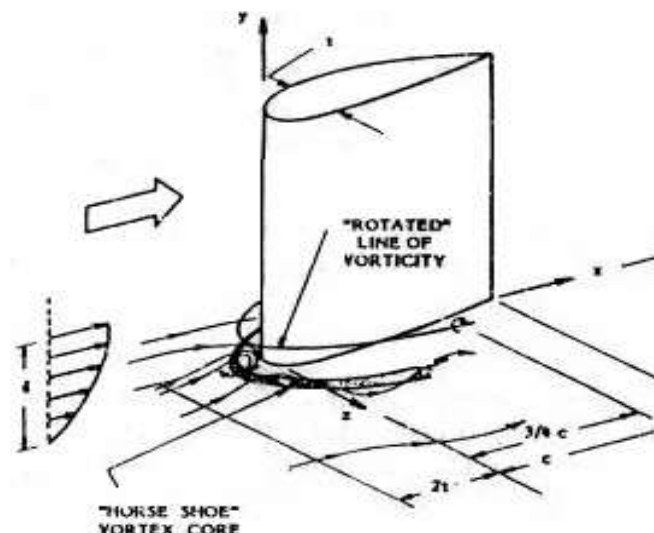
Koefisien *lift* *airfoil* meningkat secara linear dengan peningkatan sudut serang ketika sudut serang relatif kecil, sementara itu koefisien *drag* *airfoil*



terlihat sangat kecil. Setelah terjadi *laminar bubble separation* pada *airfoil* ketika sudut serang 8° , tingkat kenaikan koefisien *lift airfoil* terlihat jauh menurunkan dan koefisien *drag airfoil* terlihat meningkatkan lebih cepat dengan meningkatnya sudut serang. Karena sudut serang menjadi lebih tinggi dari 12° dimana *bubble separation* berubah menjadi *massive separation* yang menyebabkan *airfoil stall*, koefisien *lift airfoil* ditemukan secara tiba-tiba *drop* dan koefisien *drag airfoil* terjadi peningkatan secara signifikan.

2.8 Aliran Melalui Interaksi *Airfoil* dengan Pelat Datar

Merati dkk (1991) secara eksperimental mengamati struktur aliran sekunder dalam kombinasi *airfoil* simetri dengan pelat datar. Posisi *airfoil* tegak lurus pada permukaan pelat datar dengan sudut serang ($AoA = 0^\circ$) terhadap *freestream*. Model *airfoil* adalah modifikasi NACA 0020. Susunan model beserta skema vortisitas aliran diperlihatkan pada Gambar 2.17 dijelaskan bahwa terbentuknya aliran sekunder pada daerah interaksi *airfoil* simetri dengan pelat datar menentukan *wake* pada *downstream*. Formasi *streamwise root vortex* bergerak ke arah *downstream* di atas pelat datar.

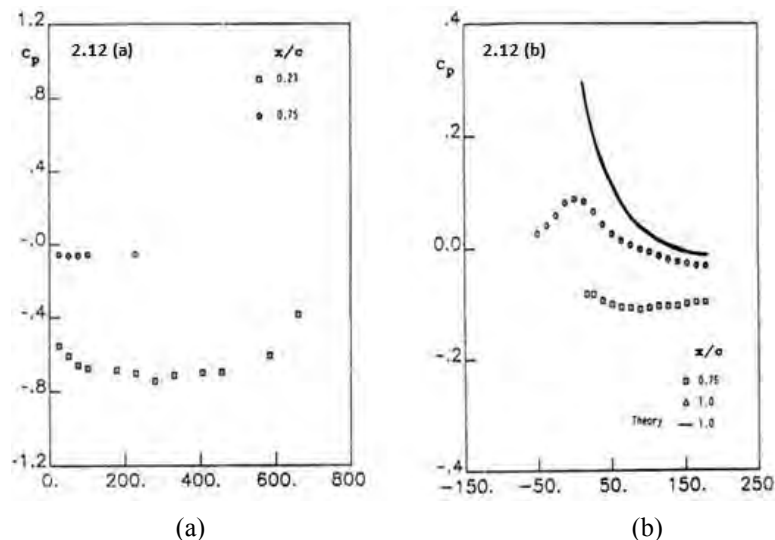


Gambar 2.17 Skema aliran melalui *appendage* (Merati dkk, 1991).

Hasil pengukuran distribusi tekanan pada permukaan sudu dan dinding menunjukkan bahwa aliran mengalami percepatan menuju titik *maximum thickness*, kemudian mendekati *trailing edge* aliran diperlambat. Pada Gambar



2.18 (a) diperlihatkan distribusi tekanan pada permukaan *appendage* arah *span* untuk harga $x/c = 0.23$ dan $x/c = 0.75$. Pada $x/c = 0.23$ distribusi tekanan yang diwakili oleh koefisien tekanan (C_p) dari permukaan dinding hingga *tip* menunjukkan perubahan harga yang signifikan. Dimulai dari ($y = 0$) tekanan pada permukaan dinding mempunyai harga yang lebih besar selanjutnya menurun seiring dengan menjauhi dinding (ke arah *span*), semakin mendekati *tip* menunjukkan kenaikan. Pada Gambar 2.18 (a) dan 2.18 (b) diperlihatkan distribusi tekanan pada $x/c = 0.75$ berturut-turut pada permukaan dinding arah *span* dan arah transversal dijumpai harga C_p yang relatif konstan, sedangkan Gambar 2.18 (b) pada $x/c = 1$ perubahan distribusi tekanan arah transversal pada permukaan pelat datar cukup signifikan.



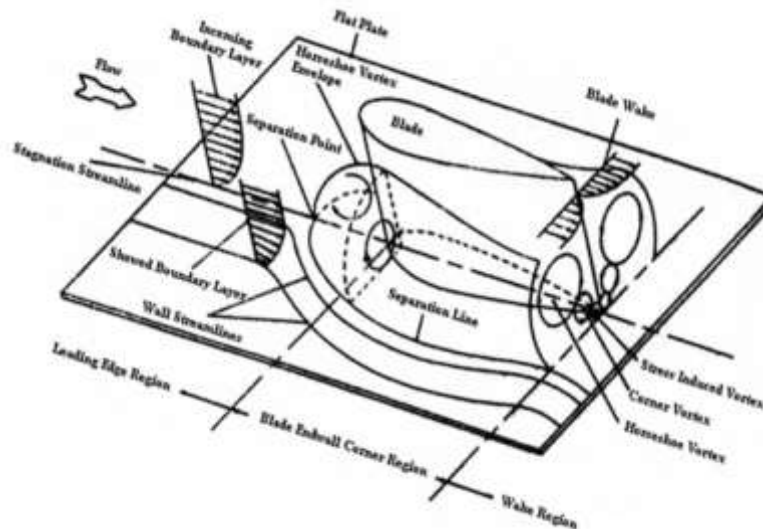
Gambar 2.18 (a) distribusi C_p pada permukaan *wing* ke arah *span*
(b) distribusi C_p pada permukaan dinding ke arah transversal (Merati dkk, 1991).

Abdulla dkk (1991) juga telah melakukan kajian secara eksperimental pada kombinasi NACA 65-015 dengan pelat datar. Eksperimen dilakukan dengan susunan *airfoil* tegak lurus terhadap permukaan pelat, dimana *incidence* = 0° dan aliran bebas mempunyai kecepatan $V = 27,3$ m/s. Gambar 2.19 merupakan skema aliran pada *airfoil* dan *endwall*.

Pada penelitian tersebut diperlihatkan bahwa visualisasi aliran (*oil flow visualization*) pada permukaan pelat datar (*endwall*) secara tegas diwakili oleh *single horseshoe vortex* di antara *leading edge* dan titik ketebalan maksimum

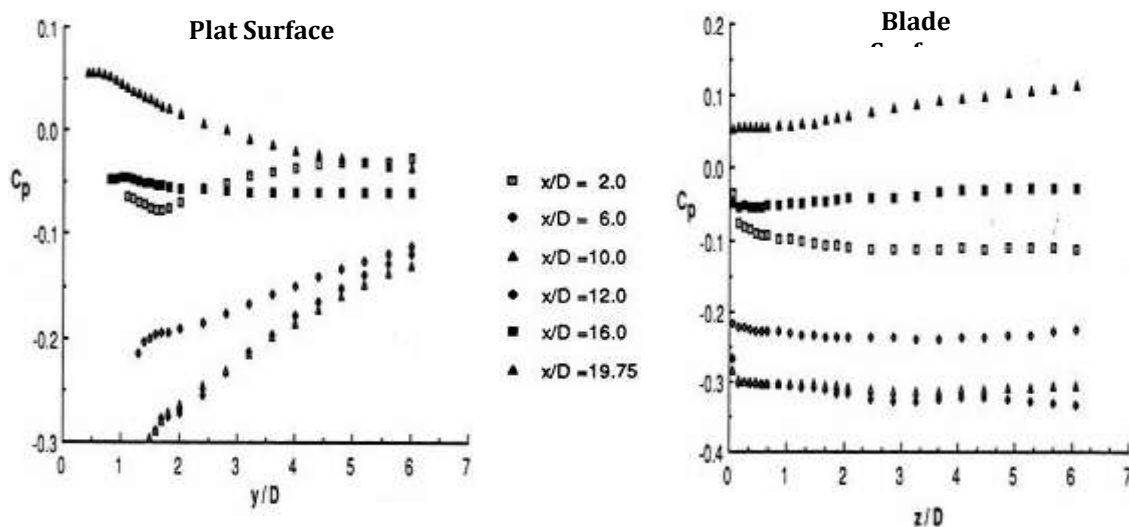


(maksimum *thickness*). Ukuran dan kekuatan *vortex* tergantung pada bentuk *blade leading edge* dan tebal lapisan batas yang berkembang pada *airfoil* dan *endwall*.



Gambar 2.19 Skematik *horseshoe vortex system* pada *endwall* (Abdulla dkk, 1991).

Pada Gambar 2.20 diperlihatkan distribusi tekanan pada *blade surface* dan *endwall surface*. Terlihat distribusi tekanan statis (C_p) pada permukaan *endwall* bervariasi secara signifikan, sedangkan pada permukaan sudu distribusi tekanan mempunyai kecenderungan yang hampir sama. Tekanan statis daerah sudut *blade trailing edge* dan *downstream* mempunyai harga maksimum, tetapi harga ini menurun ke arah *downstream* dan ke arah *span*. Hasil yang dicapai dari pengukuran *wall shear stress* mengindikasikan aliran 3-dimensi berada hingga jauh di belakang *trailing edge* dengan panjang lebih dari panjang satu *chord*.



Gambar 2.20 Distribusi C_p pada permukaan pelat dan sudu (Abdulla dkk, 1991).



Gunawan & Sasongko (2005) melakukan studi numerik dan eksperimental aliran 3-D pada kombinasi *airfoil* dan pelat datar dengan variasi bentuk permukaan bawah *airfoil*. Gambar 2.21 merupakan hasil visualisasi di dinding terlihat bahwa cabang garis separasi masih terpisah mengikuti kontur *airfoil* dengan baik. Dengan geometri yang simetris dan pembebanan $\alpha = 0^\circ$ maka garis aliran yang melalui *airfoil* akan simetris sehingga tidak ada beda distribusi tekanan antara sisi bawah dan atas. Dengan demikian ketika aliran mendekati ujung depan akan mengalami gradien tekanan balik terbesar tepat pada garis *chord airfoil* sehingga energi minimum aliran berada pada garis *chord*, karena itu separasi 3 dimensi terjadi pada garis ini.



Gambar 2.21 Hasil visualisasi aliran pada *airfoil* simetri (Gunawan & Sasongko, 2005).

Pada Gambar 2.22 terlihat bahwa titik sadel terbentuk lebih ke bawah jika dibandingkan dengan kasus *airfoil* simetris yang menandakan perbedaan tekanan karena pengaruh kontur sisi bawah sudah terjadi di depan ujung depan. Kontur pada sisi bawah mempunyai distribusi tekanan yang lebih besar jika dibandingkan sisi atas membuat gradien tekanan balik pada daerah ini lebih besar sehingga aliran terseparasi pada daerah ini.



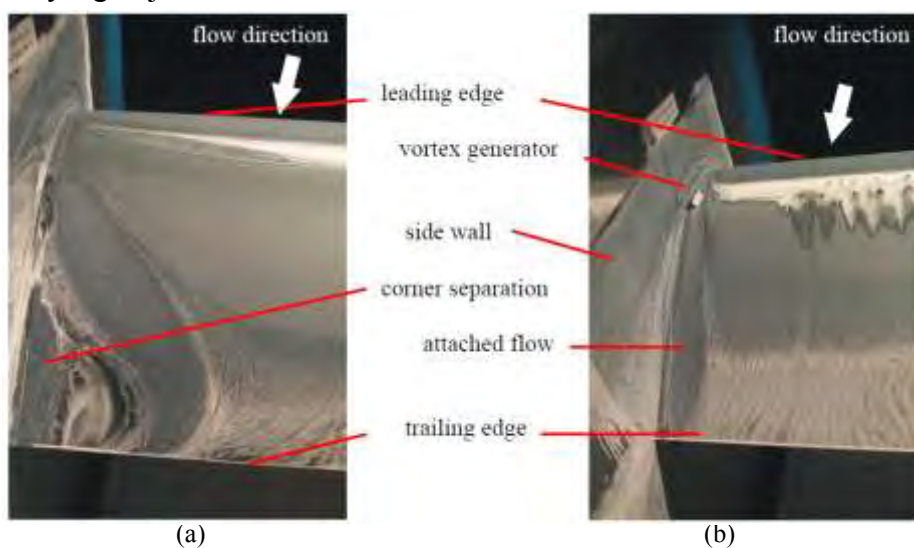
Gambar 2.22 Hasil visualisasi aliran pada *airfoil* tidak simetri (Gunawan & Sasongko, 2005).



2.9 Pengendalian Aliran Sekunder pada *Airfoil* dan *Endwall*.

Sebuah penelitian secara eksperimen tentang *corner separation* antara dinding dan *airfoil* dalam *wind tunnel* dilakukan oleh **Meyer & Bechert** (2003). *Corner separation* disebabkan oleh adanya interaksi antara lapisan batas di dinding dengan *blade*. Sebagai perangkat kontrol aliran pasif *single vortex generator* atau *guide vane* ditempatkan di sisi atas *airfoil* dekat dengan *endwall* yang digunakan untuk mengurangi *corner separation*. Separasi aliran di sudut antara dinding dan *blade* adalah sumber utama kerugian dalam *turbomachines*.

Gambar 2.23 merupakan visualisasi aliran pada *airfoil*. Aliran pada daerah sudut antara dinding dan *airfoil* terlihat dengan visualisasi, *corner separation* terlihat jelas pada Gambar 2.23 (a). Gambar 2.23 (b) menunjukkan bahwa separasi yang terjadi telah berkurang. Hal ini terjadi karena adanya *vortex generator* yang dipasang pada *airfoil* yang berfungsi untuk mengarahkan aliran ke dekat pelat datar yang dapat memperbesar momentum dari aliran sehingga dapat mengurangi separasi yang terjadi.



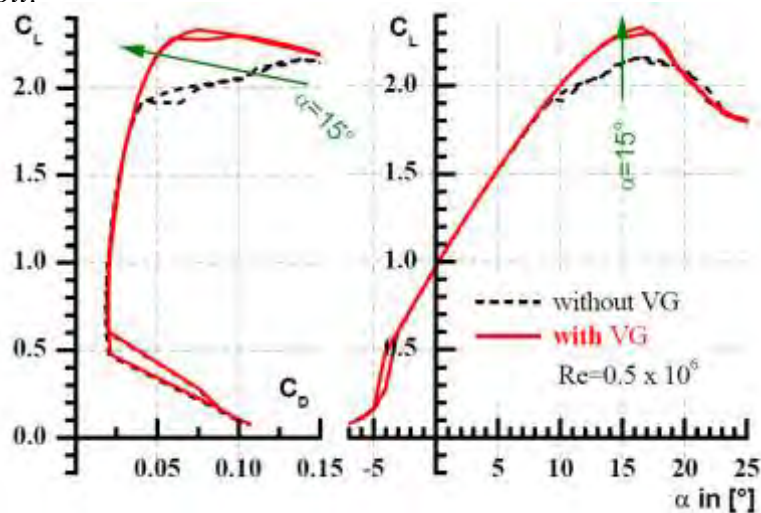
Gambar 2.23 (a) hasil visualisasi aliran tanpa *vortex generator*.

(b) hasil visualisasi aliran dengan *vortex generator* (Meyer & Bechert, 2003).

Pada Gambar 2.24 terlihat hasil pengukuran koefisien *lift* dan *drag* fungsi dari sudut serang antara yang diberi *vortex generator* dengan yang tidak diberi. Meskipun gaya hambatan yang timbul dari *vortex generator* tidak dapat dihindari, namun tidak ada kenaikan *net drag* pada *airfoil*. Pada sudut serang yang lebih

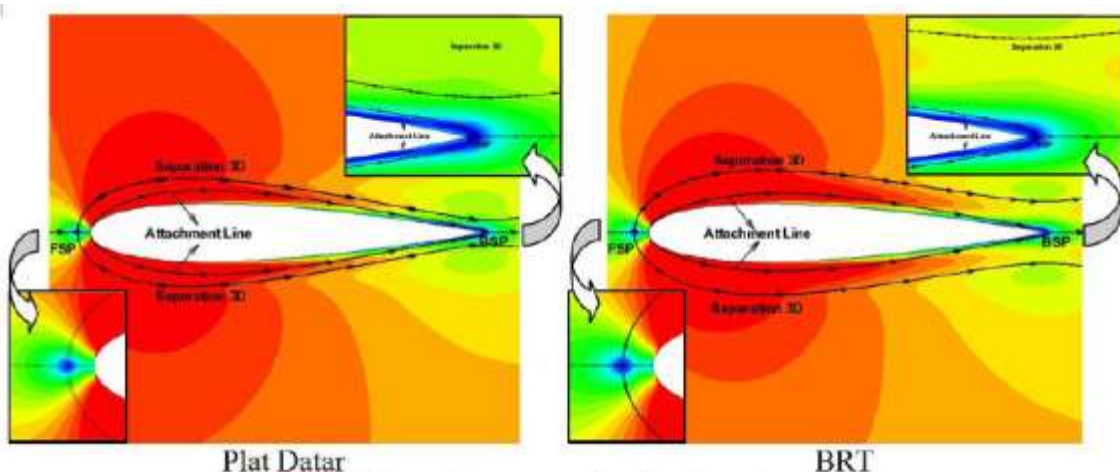


tinggi, *vortex generator* dapat mengurangi gaya *drag* dan dapat memperbaiki gaya *lift* pada *airfoil*.



Gambar 2.24 Koefisien *drag* dan *lift* sebagai fungsi sudut serang (Meyer & Bechert, 2003).

Sasongko dkk (2012) melakukan studi numerik tentang penambahan *bluff rectangular turbulator* (BRT) di depan *leading edge* pada *airfoil* NACA 0015. Karakteristik aliran yang melintasi BRT akan menimbulkan *bubble separation* tepat setelah melintasi BRT. *Bubble separation* merupakan aliran yang terseparasi namun mampu kembali *reattach* pada bodi semula. Aliran tersebut berpusar yang menimbulkan efek akselerasi di dekat *endwall*. Efek demikian ini menyebabkan penambahan momentum aliran di dekat *endwall* yang dapat mereduksi separasi 3-D.



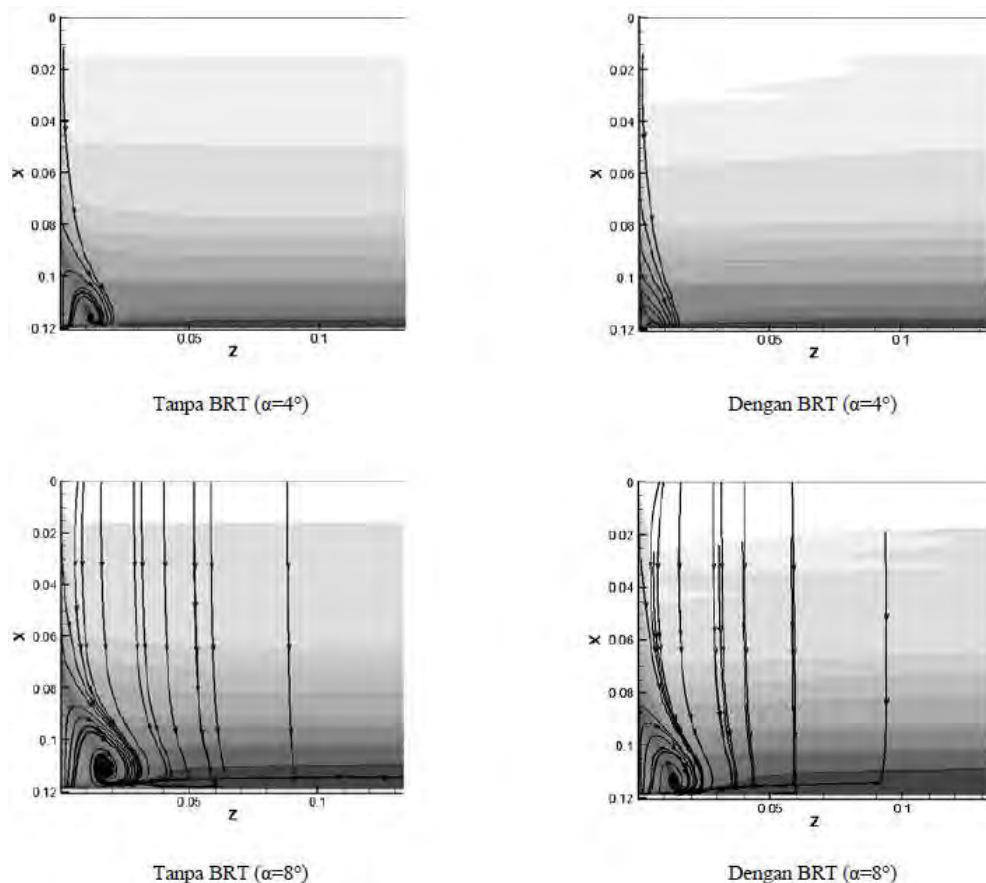
Gambar 2.25 Kontur kecepatan dan topologi aliran (Sasongko dkk, 2012).

Efek penggunaan plat datar dan BRT ditunjukkan pada Gambar 2.25. Pada plat datar dihasilkan garis separasi 3-D yang lebih berimpit dengan bodi



dibandingkan dengan penggunaan BRT. Sedangkan *attachment line* dari *leading edge* pada plat datar lebih membuka dibandingkan dengan penggunaan BRT. *Backward saddle point* (BSP) semakin mendekati *trailing edge* pada penggunaan BRT.

Sedangkan **Mirmanto dkk** (2012) melakukan studi numerik tentang penambahan *bluff rectangular turbulator* (BRT) di depan *leading edge* pada *airfoil British 9C7/32.5C50*. Upaya yang dilakukan untuk mereduksi terjadinya separasi 3-D hampir sama dengan yang dilakukan oleh **Sasongko dkk** (2012), yaitu dengan memperbesar momentum pada aliran *freestream*. Penggunaan turbulator menghasilkan aliran yang memiliki momentum dan intensitas turbulensi yang lebih besar sehingga digunakan dalam penelitian ini.



Gambar 2.26 *Streamline* aliran pada *upper side* (Mirmanto dkk, 2012).

Pada Gambar 2.26 dijelaskan penelusuran *streamline* aliran melintasi *endwall*. Pada setiap AoA (*angel of attack*) *attachment line freestream* pada penggunaan BRT lebih berimpit dengan *upper side body* dibandingkan tanpa BRT. Akibatnya *backward saddle point* (BSP) selalu bergerak mendekati *trailing*



edge yang akan menyebabkan daerah *vortex* mengecil. Peningkatan AoA selalu memicu terjadi *curlflow* semakin besar, hal ini disebabkan perbedaan tekanan antara *upper side* dengan *lower side* akan semakin besar. Selain itu pada bodi di *upper side* defleksi *skin friction line* lebih tajam menuju *mid span* dengan luasan pengikisan *vortex* semakin lebar. Hal ini yang menyebabkan intensitas *vortex* semakin lebar seiring dengan peningkatan AoA.

Pengamatan kerugian hidrolis dilakukan secara kualitatif tidak dapat menginformasikan secara nilai perbandingan secara tetap, sehingga diperlukan pengkajian secara kuantitatif. Kajian ini dilakukan dengan pemaparan nilai dari *surface integral* koefisien *axial total pressure losses* di *outflow*. Pada Tabel 2.1 dipaparkan bahwa pada AoA 4° dan 8°, penggunaan BRT dapat mereduksi kerugian hidrolis sebesar 56.64% dan 41.73%. Hal ini menunjukkan bahwa efektifitas penggunaan BRT pada kedua AoA adalah agak berbeda-beda. Semakin besar AoA maka efektifitasnya penggunaan BRT menurun, namun pada kajian kualitatif efek penggunaan BRT pada AoA lebih besar dapat mengurangi terjadi *vortex* yang besar. Hal ini dibuktikan pada AoA 8° penggunaan BRT dapat menghindari terjadinya *focus* di *upper side*. Pada kajian ini menyatakan bahwa penggunaan BRT lebih baik digunakan pada AoA yang kecil. Perbedaan antara kedua AoA tersebut sebesar 15% lebih efektif apabila digunakan pada AoA 4°.

Tabel 2.1 *Axial pressure losses* di *outflow* (Mirmanto dkk, 2012)

Endwall	Angle of Attack	Axial Iso Pressure Losses Coefficient	
			%
Tanpa BRT	4°	0.04135	0.00%
Dengan BRT	4°	0.01793	-56.64%
Tanpa BRT	8°	0.05073	0.00%
Dengan BRT	8°	0.02956	-41.73%



“Halaman ini sengaja dikosongkan”



BAB III

METODE PENELITIAN

Penelitian ini akan dilakukan secara numerik menggunakan *software* GAMBIT 2.4 dan Fluent 6.3.26. Secara umum ada tiga tahapan utama yang perlu dilakukan dalam metode numerik, antara lain: *Pre-processing*, *processing*, dan *post-processing*. Penelitian ini dilakukan di Laboratorium Mekanika dan Mesin-Mesin Fluida dan Laboratorium *Computer Aided Engineering* (CAE) Jurusan Teknik Mesin FTI – ITS Surabaya.

Model yang dibuat berupa geometri dari *airfoil* NASA LS-0417 dengan pelat datar sebagai *endwall*. Model *airfoil* juga dimodifikasi dengan *vortex generator* di dekat *endwall* dengan sudut serang (α) = 0^0 , 5^0 , 8^0 , 10^0 , 13^0 , 15^0 , dan 17^0 . Kecepatan aliran udara bebas (*freestream*) yang akan digunakan sebesar 13 m/s dan 18 m/s, berkaitan dengan bilangan *Reynolds* 0.85×10^5 dan 1.14×10^5 berdasarkan *chord*.

3.1 Langkah-Langkah Penelitian

3.1.1 *Pre-processing*

Pada tahap *pre-processing* ada beberapa langkah yang dilakukan, yaitu: pembuatan model benda uji, pembuatan *meshing* pada domain, dan penentuan kondisi batas dan parameter-parameter yang telah ditentukan.

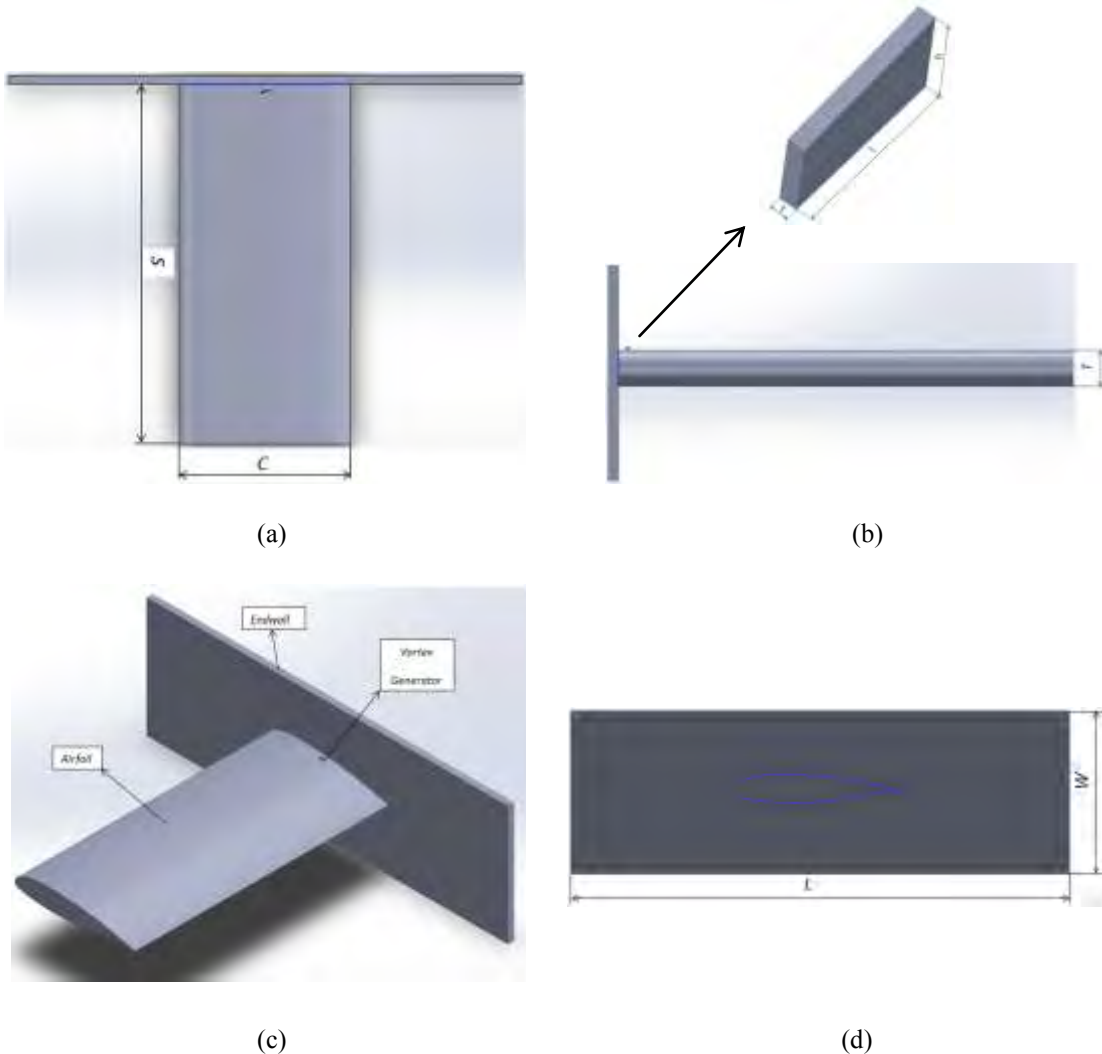
3.1.1.1 Model Benda Uji

Model benda uji berupa *airfoil* jenis NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* yang terpasang pada *endwall* yang berbentuk pelat datar. Benda uji digambar dengan menggunakan *software* Solidwork yang selanjutnya diekspor ke *software* GAMBIT 2.4 untuk tahap selanjutnya. Dimensi dari benda uji mengacu pada penelitian dari **Meyer & Bechert** (2003) yang dapat dilihat pada tabel 3.1.



Tabel 3.1 Dimensi *airfoil* NASA LS-0417 dengan *endwall* serta *vortex generator*.

<i>Airfoil</i> NASA LS-0417 & <i>Endwall</i>	<i>Vortex Generator</i>
<i>Chord</i> (C) = 100 mm	Tinggi (h) = $2.4\%C$
<i>Span</i> (S) = 300 mm	Panjang (l) = $5\%C$
<i>Max. Thickness</i> (T) = 17 mm	Tebal (t) = $0.5\%C$
Panjang pelat (L) = $7C$	Sudut kemiringan (β) = $14^\circ C$
Lebar pelat (W) = $3C$	Posisi VG ke arah <i>chord</i> (x_{VG}) = $50\%C$
	Posisi VG ke arah <i>span</i> (y_{VG}) = $4\%C$

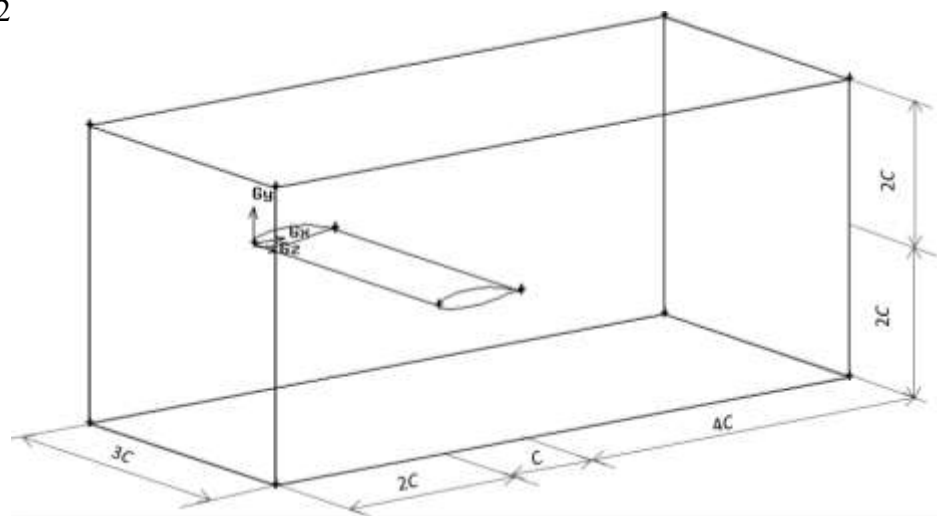


Gambar 3.1 Benda uji (a) tampilan isometri, (b) tampak depan, (c) tampak atas, (d) tampak samping.



3.1.1.2 Domain Simulasi

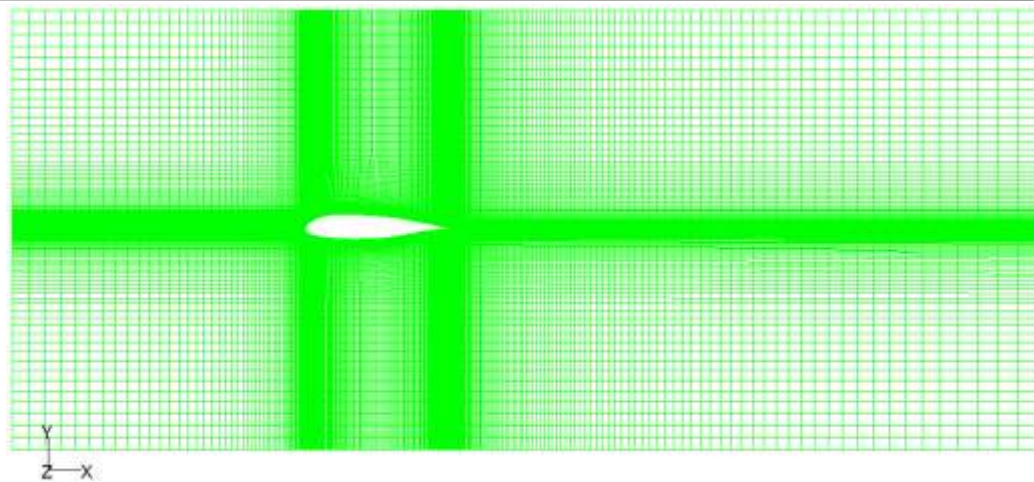
Dalam penelitian secara numerik salah satu hal terpenting yang harus diperhatikan adalah pembuatan domain dari simulasi. Domain dari simulasi sangat mempengaruhi dari hasil yang dikeluarkan oleh hasil simulasi. Domain simulasi sedapat mungkin harus disesuaikan dengan keadaan dan kondisi dari benda uji dan *test section*. Dalam penelitian ini domain simulasi berupa *airfoil* NASA LS-0417 dan *endwall* dengan *vortex generator* di dalam sebuah *wind tunnel* yang dialiri fluida (udara). Domain simulasi dapat dilihat seperti pada Gambar 3.2



Gambar 3.2 Domain simulasi.

3.1.1.3 Meshing

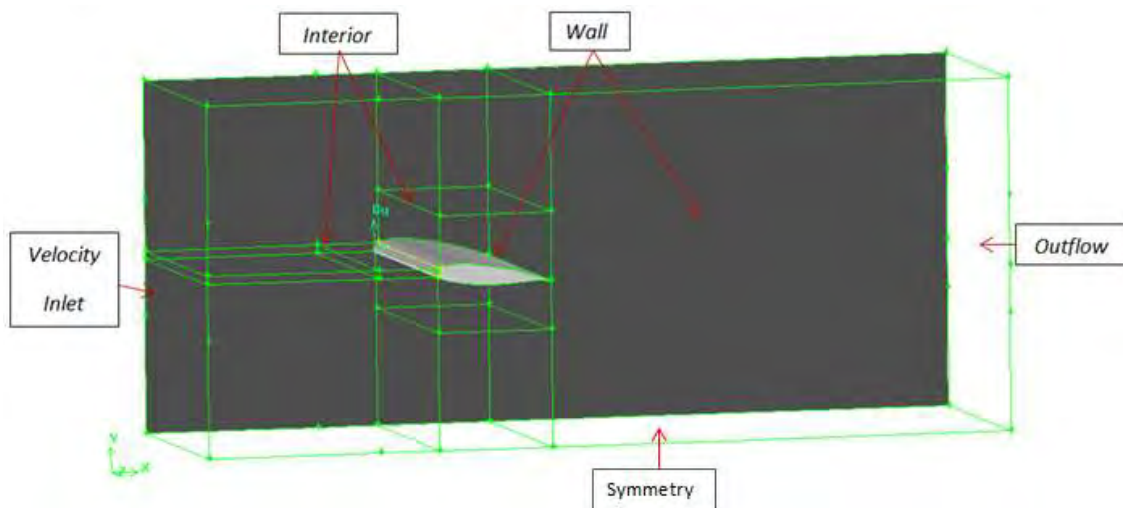
Pembuatan *meshing* elemen dilakukan dengan cara membagi model solid menjadi elemen-elemen kecil sehingga kondisi batas dan beberapa parameter yang diperlukan dapat diaplikasikan ke dalam elemen-elemen kecil tersebut. *Meshing* garis adalah langkah pertama dalam pembuatan *meshing face* dan *volume*. Jumlah dan rasio dari *node* harus disesuaikan dengan panjang dan bentuk garis, karena hal ini sangat berpengaruh terhadap hasil simulasi. Bentuk *mesh* yang dipilih adalah *quadrilateral-map* dengan distribusi *mesh* yang semakin rapat pada daerah dinding *airfoil* dan *endwall* Gambar 3.3.



Gambar 3.3 *Meshing* domain simulasi.

3.1.1.4 Kondisi Batas (*Boundary Condition*)

Kondisi batas merupakan penentuan parameter-parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran, yaitu dengan pemberian beban kecepatan, tekanan serta kondisi batas turbulen pada *inlet* dan *outlet*. Kondisi batas merupakan hal yang berpengaruh sangat signifikan terhadap simulasi yang dilakukan. Kondisi batas harus disesuaikan dengan keadaan sebenarnya dari model benda uji. Dinding saluran dan benda uji didefinisikan sebagai *wall*, sedangkan *outlet* berupa *outflow*. *Boundary condition* yang diberikan dapat dilihat pada Gambar 3.4.



Gambar 3.4 *Boundary condition*.



3.1.2 Processing

Hasil *meshing* dari domain simulasi diekspor ke *software* Fluent 6.3.26 untuk dilakukan *processing*. Langkah-langkah dalam *processing* adalah sebagai berikut:

a. Models

Pada langkah ini dilakukan permodelan dari aliran (estimasi karakteristik aliran), meliputi pemilihan model *solver* dan penentuan *turbulence model* yang digunakan. Permodelan yang akan digunakan adalah *viscous turbulent k-epsilon standart*. Hal ini untuk mendapatkan hasil yang akurat baik kontur tekanan maupun kecepatan, serta dalam memprediksi separasi *bubble* dan separasi *massive*.

b. Material

Jenis dan *properties* dari material dimasukkan sesuai dengan kondisi dari lingkungan, yaitu pada temperatur 30°C dan tekanan 1 atm. Permodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan (ρ) = 1,17 kg/m³, viskositas (μ) = 1,86 x 10⁻⁵ N.s/m²

c. Operating Condition

Operating Condition adalah penentuan kondisi daerah operasi yang biasanya merupakan perkiraan tekanan pada kondisi STP (*Standard Temperature and Pressure*) yaitu 1 atm atau 101325 Pascal.

d. Boundary Condition

Boundary Condition adalah penentuan parameter-parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati benda uji *airfoil* dengan menentukan *inlet*, *outlet* serta kondisi pada dinding. *Inlet* merupakan sisi aliran datang, berupa kecepatan sebesar 13 m/s dan 18 m/s sedangkan *outlet* berupa *outflow*. Intensitas turbulen pada pemodelan numerik ini 0,8% (Pudjanarsa & Sasongko, 2012) dan *length scale* di sisi *inlet* 0,024 m. Penentuan ini didasarkan pada *wind tunnel* di Laboratorium Teknik Mesin ITS.



e. Adapt

Sebelum melakukan iterasi pada *software* Fluent 6.2.26, maka diperlukan solusi grid independensi yaitu dengan melakukan *adapt* (menghaluskan meshing) untuk penelitian ini hanya pada dinding saja.

f. Solution

Solusi pada penelitian ini adalah menggunakan *second order* untuk *pressure*, *momentum* *turbulent kinetic energy*, dan *turbulent dissipation rate*.

g. Initialize

Merupakan langkah perhitungan awal untuk memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. *Initialize* dihitung dari *velocity inlet*.

h. Monitor Residual

Merupakan bagian tahapan dalam penyelesaian masalah berupa proses iterasi sampai mencapai kriteria konvergensi yang diinginkan. Kriteria konvergensi ditetapkan sebesar 10^{-5} , artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga lebih kecil dari 10^{-5} .

i. Iterasi

Merupakan langkah kelanjutan dari *monitor residual* yang merupakan langkah perhitungan pada Fluent 6.3.26. Pada tahap ini dilakukan iterasi sampai *convergence criterion* sebesar 10^{-5} .

Dengan menggunakan *software* Fluent 6.3.26, parameter pemodelan serta kondisi yang telah ditetapkan pada saat *pre-processing* akan dihitung (diiterasi) sampai mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Jika kriteria konvergensi tercapai sesuai pengaturan *monitor residual* maka tahapan dilanjutkan pada *post-processing* dan jika tidak tercapai tahapan akan kembali ke tahapan perbaikan *meshing*.

3.1.3 Post-processing

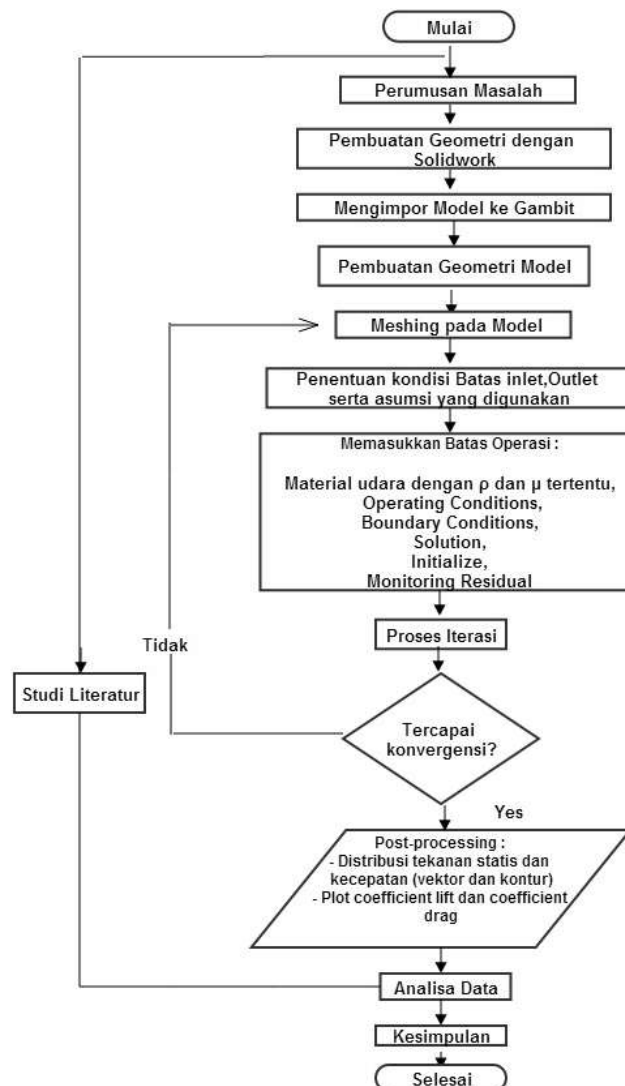
Setelah berhasil melakukan *running* langkah selanjutnya adalah tahap *Post-processing*. *Post-processing* merupakan penampilan hasil serta analisa



terhadap hasil yang telah diperoleh berupa data kualitatif dan data kuantitatif. Data kuantitatif berupa distribusi koefisien tekanan, koefisien *drag*, dan koefisien *lift* dan *axial total pressure losses coefficient*. Sedangkan data kualitatif berupa visualisasi aliran dengan menampilkan *pathlines*, *contur plot*, dan *velocity profile* dari *airfoil* dengan *vortex generator* dan tanpa *vortex generator* kemudian hasilnya dianalisa serta dibandingkan.

3.2 Flowchart Penelitian

Secara singkat prosedur penelitian secara numerik pada *airfoil* NASA LS-0417 baik dengan *vortex generator* maupun tanpa *vortex generator* dapat dijelaskan dengan menggunakan *flowchart* yang akan ditunjukkan seperti pada Gambar 3.5.



Gambar 3.5 Flowchart prosedur penelitian.



3.3 Alokasi Waktu Penelitian

Untuk mendapatkan hasil penelitian yang memuaskan serta tepat waktu, maka diperlukan sebuah penjadwalan kegiatan yang baik. Penelitian ini dijadwalkan dalam waktu 6 bulan dengan rincian kegiatan seperti pada tabel 3.2.

Tabel 3.2 alokasi waktu penelitian.

No	Kegiatan	Bulan ke-1				Bulan ke-2				Bulan ke-3				Bulan ke-4				Bulan ke-5				Bulan ke-6			
		1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
1	Studi pustaka																								
2	Pembuatan model																								
3	Pembuatan meshing																								
4	Seminar proposal																								
5	Running Fluent																								
6	Post-processing																								
7	Penulisan laporan																								
8	Sidang tesis																								



BAB IV

HASIL DAN PEMBAHASAN

Bab ini berisi tentang pembahasan hasil *post-processing* untuk *airfoil* dengan *vortex generator* dan tanpa *vortex generator*. Bilangan *Reynolds* (*Re*) yang digunakan adalah 0.85×10^5 dan 1.14×10^5 , sementara sudut serang divariasikan mulai dari 0° , 5° , 8° , 10° , 13° , 15° , 17° , dan 20° . Pembahasan yang dilakukan meliputi: *grid independency*, koefisien *lift*, koefisien *drag*, koefisien tekanan, dan *axial total pressure losses coefficient* sebagai data kuantitatif. Selain data kuantitatif, data kualitatif juga dibahas, yang meliputi *blockage effect*, distribusi koefisien tekanan, dan vektor kecepatan.

Sebelum membahas lebih detail hasil penelitian ini, akan dijelaskan fenomena aliran 3D yang melintasi *airfoil* di dekat *endwall* dengan maupun tanpa *vortex generator*. Ketika aliran fluida melintasi suatu *airfoil* di dekat *endwall* akan terjadi aliran sekunder. Aliran sekunder ini terjadi akibat adanya intervensi *boundary layer* yang berkembang pada *airfoil* dan *endwall* yang berdekatan. Adanya aliran sekunder ini mengakibatkan kerugian-kerugian, diantaranya adalah *secondary loss* dan *blockage effect*.

Blockage effect yang terbentuk pada *airfoil* dapat direduksi dengan penambahan *vortex generator* seperti yang dilakukan oleh **Meyer & Bechert** (2003). *Vortex generator* berfungsi untuk meningkatkan intensitas turbulensi aliran, sehingga aliran mempunyai momentum yang lebih besar. Momentum aliran yang lebih besar ini dapat melawan *adverse pressure gradient* serta tegangan gesar yang dapat menunda separasi.

4.1 Analisa *Grid Independency*

Studi numerik ini menggunakan *software Fluent 6.3.26* diperlukan keakuratan data baik pada langkah *post-processing* maupun *pre-processingnya*. Langkah *grid independensi* diperlukan untuk menentukan tingkat serta struktur *grid* yang terbaik agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya, namun daya komputasi yang diperlukan tidak besar.



Tabel 4.1 menunjukkan macam-macam *meshing* pada *airfoil* 3D tanpa *vortex generator* dengan sudut serang 0° serta bilangan *Reynolds* 0.85×10^5 . *Meshing* A merupakan *meshing* yang paling renggang dengan jumlah *cells* 657000, sedangkan *meshing* D adalah *meshing* yang paling rapat dengan jumlah *cells* 948600. Selisih jumlah *cells* antar *meshing* ± 100000 , hal ini agar tidak terjadi perubahan error yang besar secara tiba-tiba. Nilai C_D dari *meshing* yang berbeda-beda tersebut akan divalidasi dengan penelitian yang telah dilakukan oleh **Pristiyan (2014)**. Penelitian yang dilakukan **Pristiyan (2014)** mempunyai kesamaan dengan penelitian ini, kesamaan tersebut antara lain: jenis *airfoil*, sudut serang, dan bilangan *Reynolds*. Dari tabel 4.1 dapat dilihat bahwa *mesh* A mempunyai error yang terbesar yaitu 5.04%, sedangkan *mesh* D mempunyai error yang terkecil yaitu 2.46%. *Mesh* C mempunyai error yang hampir sama dengan *mesh* D, namun *mesh* C mempunyai jumlah *cells* yang lebih sedikit daripada *mesh* D. Oleh karena itu *mesh* C dipilih sebagai *meshing* yang terbaik, karena mempunyai error yang kecil dan jumlah *cells* yang lebih sedikit sehingga daya komputasi yang digunakan lebih efisien.

Tabel 4.1 Analisa *grid independency*.

MESH	JUMLAH CELL	$C_D (0.025)^*$	ERROR (%)
Mesh A	657000	0.0238	5.04
Mesh B	754200	0.0240	4.17
Mesh C	851400	0.0243	2.88
Mesh D	948600	0.0244	2.46

^{*}) Data dari **Pristian (2014)**

4.2 Struktur Vektor Kecepatan

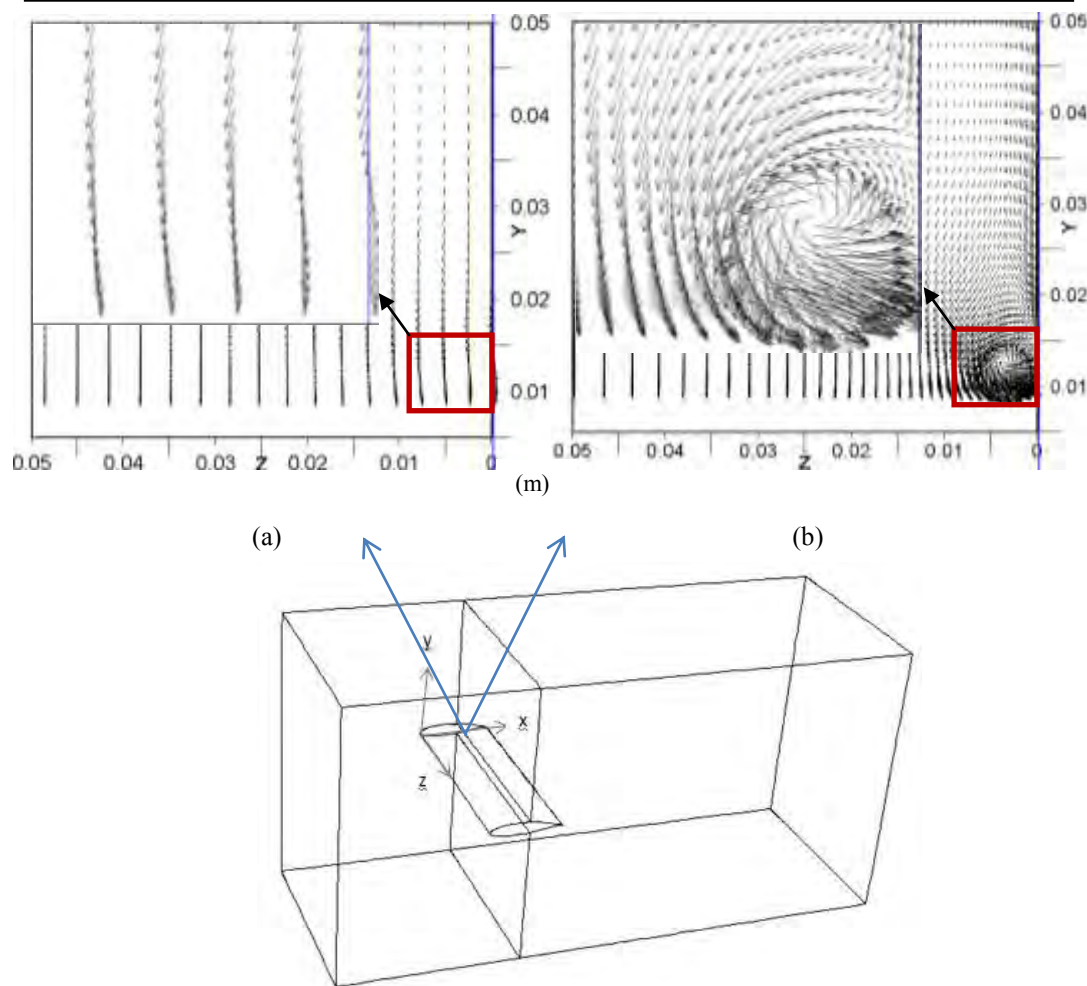
Vortex generator merupakan suatu alat yang digunakan untuk membangkitkan *vortex*. Pembangkitan *vortex* bertujuan untuk meningkatkan intensitas turbulensi suatu aliran yang diharapkan dapat meningkatkan momentum aliran. *Vortex* yang terbentuk karena adanya *vortex generator* dapat berbeda-beda, tergantung bentuk dan dimensi dari *vortex generator* tersebut.



Struktur vektor kecepatan pada sudut serang 0° dengan pemotongan searah *span* dengan $x/c = 0.55$ (*exit vortex generator*) pada $Re\ 1.14 \times 10^5$ ditunjukkan pada Gambar 4.1. Gambar 4.1 (a) merupakan vektor kecepatan pada *airfoil* tanpa *vortex generator* sedangkan 4.1 (b) pada *airfoil* dengan *vortex generator*. Dari Gambar 4.1 (a) dan (b) terlihat perbedaan struktur vektor kecepatan yang signifikan. Pada *airfoil* tanpa *vortex generator* terlihat arah vektor kecepatan menuju *downstream* dan tidak membentuk pusaran (*vortex*). Sedangkan pada *airfoil* dengan *vortex generator* terlihat dengan jelas vektor kecepatan tidak searah dengan *downstream*, namun membentuk sebuah *vortex*.

Fenomena *vortex* yang terbentuk dapat dijelaskan sebagai berikut. Pemasangan *vortex generator* yang membentuk sudut terhadap *endwall* seolah-olah berbentuk seperti *nozzle*. Karena aliran melintasi celah yang berbentuk seperti *nozzle*, maka terjadi percepatan aliran di dekat *endwall*. Konsekuensi dari percepatan aliran tersebut terjadi penurunan tekanan di daerah dekat *endwall*. Adanya perbedaan tekanan yang lebih kecil antara *endwall* dan *mid span*, maka aliran dari *mid span* terinduksi mendekat ke *endwall*. Karena adanya dinding, aliran tidak mampu menembus dinding tersebut. Selanjutnya aliran menggulung ke atas dan membentuk *vortex*. *Vortex* yang terbentuk dapat dilihat pada Gambar 4.1.

Vortex yang terbentuk adanya *vortex generator* ini yang menyebabkan meningkatnya intensitas turbulensi aliran dibelakang *vortex generator*. Akibat meningkatnya intensitas turbulensi, momentum aliran kearah *chord* di *upper side airfoil* pun juga mengalami peningkatan. Momentum aliran yang lebih tinggi ini diharapkan mampu untuk melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser pada permukaan *airfoil*, sehingga separasi yang terjadi dapat tertunda.



Gambar 4.1 Struktur vektor kecepatan dengan pemotongan $x/c = 0.55$ pada $\alpha = 0^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) tanpa *vortex generator*, (b) dengan *vortex generator*.

4.3 Blockage Effect

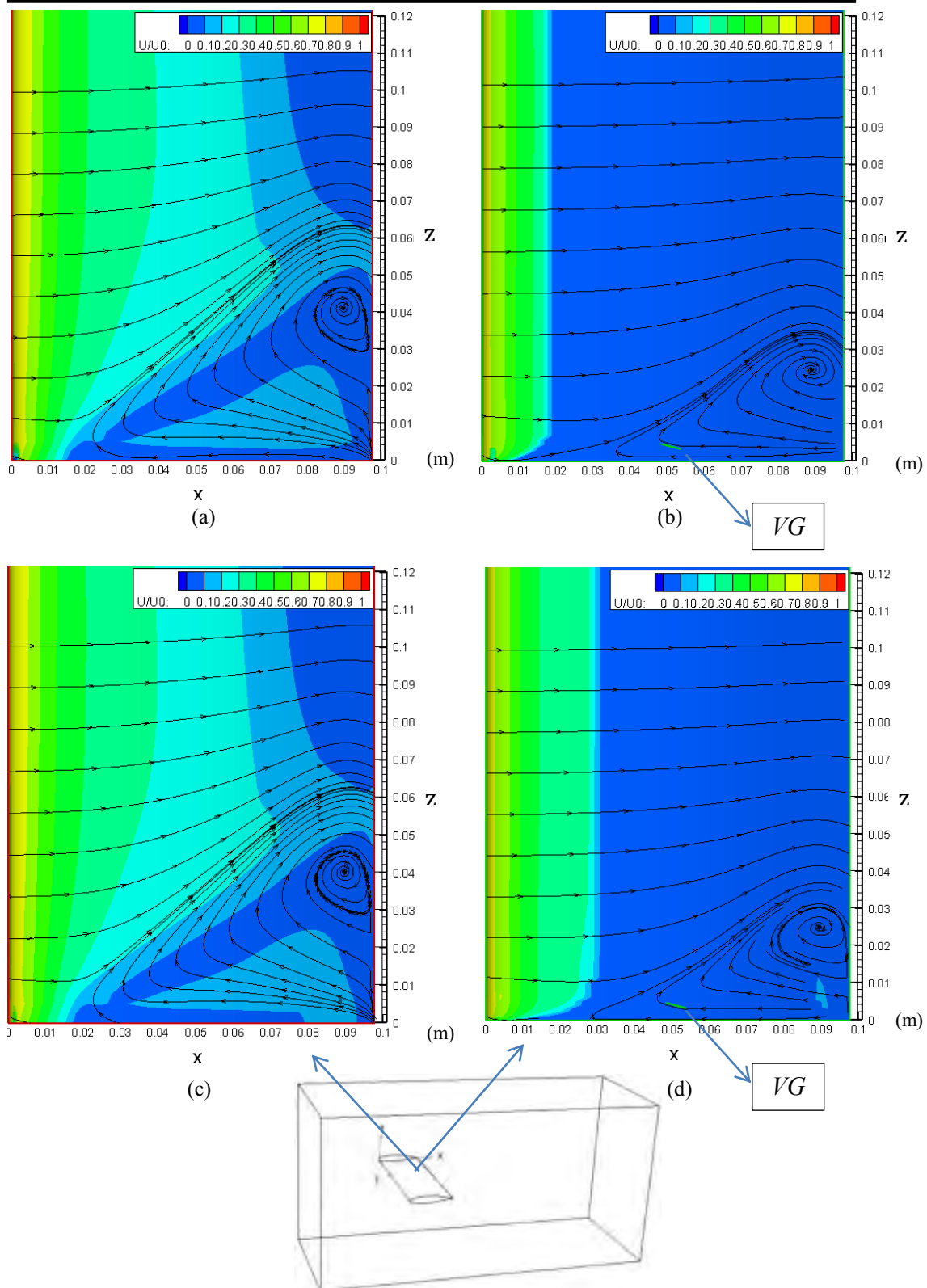
Ketika suatu aliran melewati *airfoil* di dekat *endwall* akan terjadi separasi aliran tiga dimensi (aliran sekunder). Aliran sekunder adalah bentuk aliran yang mengandung komponen aliran dengan arah orthogonal terhadap arah aliran utama. Terjadinya aliran sekunder ini karena adanya intervensi *boundary layer* pada *airfoil* dan *endwall* yang berdekatan. Kerugian yang diakibatkan oleh terjadinya aliran sekunder tersebut salah satunya adalah adanya *blockage effect*. Bentuk *profile body* dari *airfoil* mengakibatkan terjadinya *adverse pressure gradient* pada daerah *downstream*. Hal ini mengakibatkan terjadinya separasi aliran tiga dimensi. Separasi aliran tiga dimensi menyebabkan pusaran yang disebut dengan *vortex*. Pusaran aliran tersebut sering disebut sebagai *corner wake*. Pada aliran



terjadi *corner wake* merupakan penyebab terjadi penyumbatan aliran (*blockage effect*).

Gambar 4.2 merupakan *streamline* aliran pada *upper side airfoil* untuk sudut serang 13° dengan $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$ baik dengan maupun tanpa *vortex generator*. Dari Gambar 4.2 (a) dan (b) terlihat adanya reduksi *corner wake* yang besar pada sudut serang 13° dengan $Re = 0.85 \times 10^5$. Reduksi dari *corner wake* ini diakibatkan karena adanya *vortex generator* yang dipasang di dekat *endwall*. *Vortex generator* ini berfungsi untuk menambah momentum aliran di dekat *endwall* serta meningkatkan intensitas turbulensi. Hal semacam ini juga terjadi pada Gambar 4.2 (c) dan (d) dengan $\alpha = 13^\circ$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$. *Corner wake* juga tereduksi relatif besar dengan adanya *vortex generator* pada $Re = 1.14 \times 10^5$ ini.

Besarnya reduksi *corner wake* antara dengan dan tanpa *vortex generator* untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$ tidak dapat diukur secara langsung dengan menggunakan visualisasi. Hal ini disebabkan karena perbedaan besarnya reduksi *corner wake* antara $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$ tidak terlalu besar. Walaupun tidak bisa diketahui perbedaan besarnya reduksi *corner wake* antara $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$ secara kualitatif, namun hal tersebut dapat diketahui melalui hasil kuantitatif dengan membandingkan *axial total pressure losses coefficient* yang dibahas pada sub-bab 4.4.

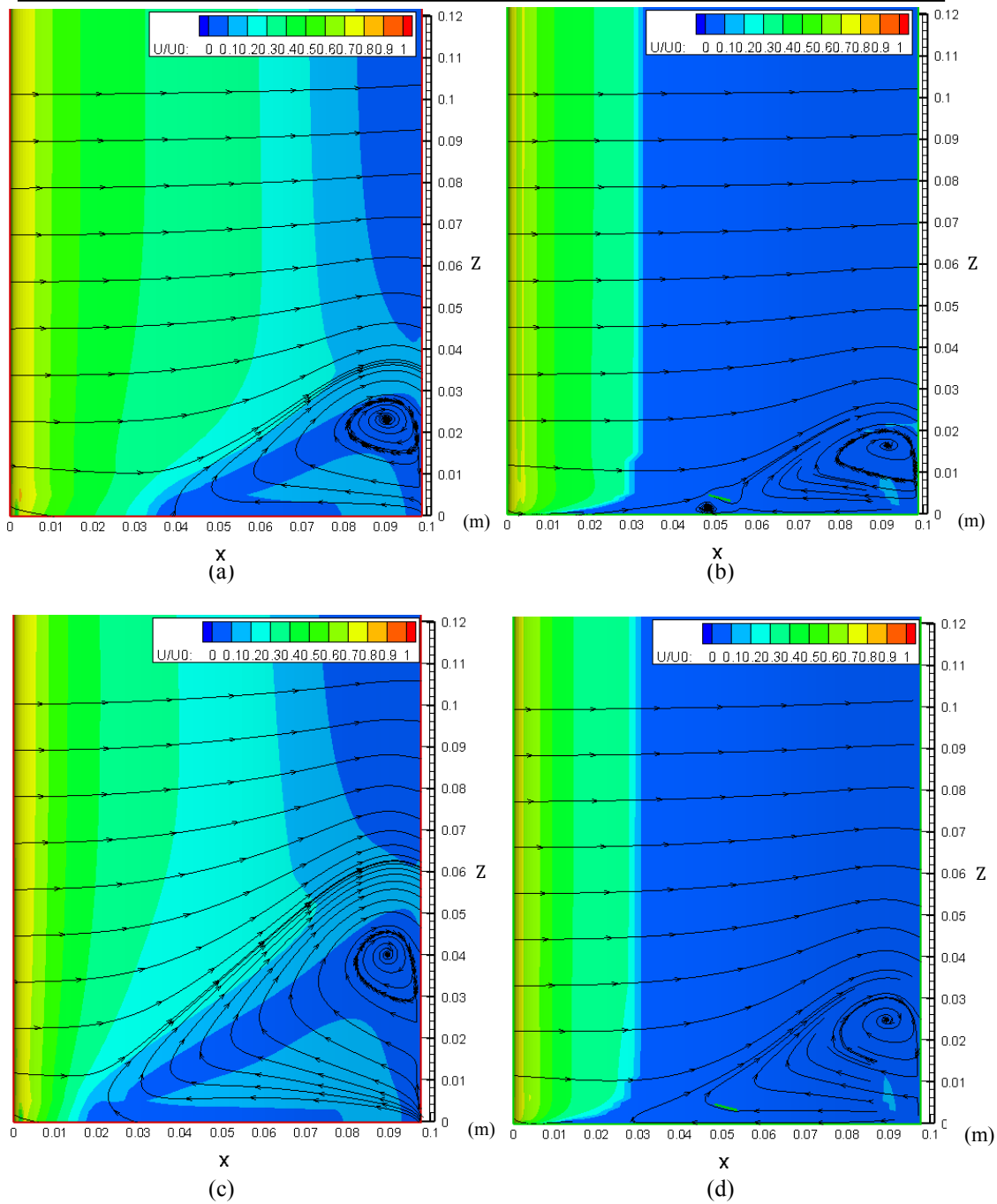


Gambar 4.2 Streamline aliran di *upper side airfoil* pada sudut serang 13° , (a) tanpa vortex generator $Re = 0.85 \times 10^5$, (b) dengan vortex generator $Re = 0.85 \times 10^5$, (c) tanpa vortex generator $Re = 1.14 \times 10^5$, (d) dengan vortex generator $Re = 1.14 \times 10^5$.



Gambar 4.3 merupakan *streamline* aliran pada *upper side airfoil* untuk sudut serang 10° dan 13° dengan $Re = 1.14 \times 10^5$ baik dengan maupun tanpa *vortex generator*. Dari Gambar 4.3 (a) dan (c) terlihat bahwa semakin besar sudut serang semakin besar pula *corner wake* yang terbentuk di *upper side airfoil* dekat *trailing edge*. Hal ini terjadi juga terjadi pada Gambar 4.3 (b) dan (d), yaitu *airfoil* dengan *vortex generator*. *Corner wake* yang terbentuk pada *airfoil* dengan *vortex generator* lebih kecil daripada *corner wake* yang terbentuk pada *airfoil* tanpa *vortex generator*.

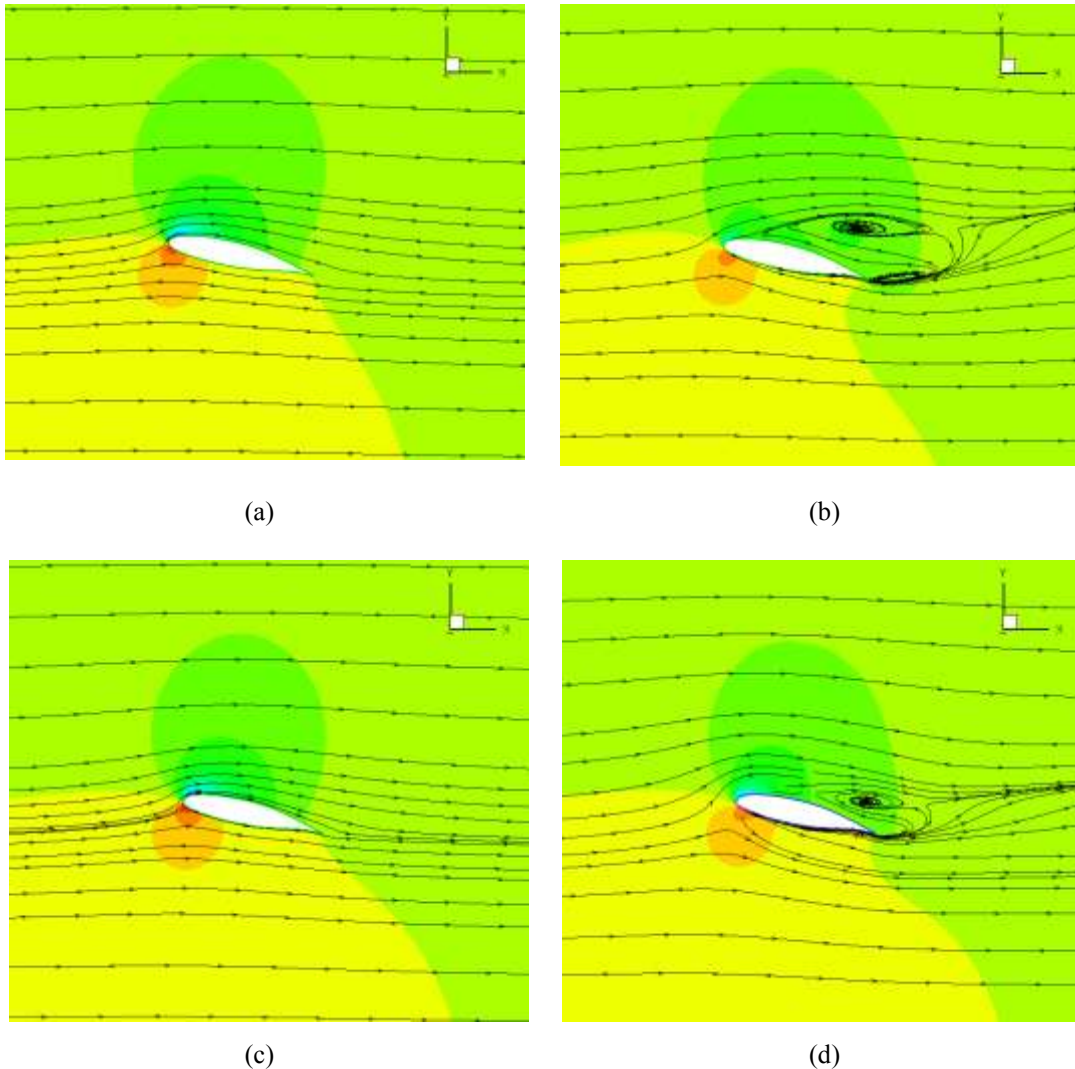
Vortex generator sangat efektif dalam rangka pereduksian *corner wake*. Gambar 4.3 (a) dan (b) merupakan *corner wake* pada sudut serang 10° , terlihat jelas *corner wake* yang terbentuk semakin mengecil dengan adanya *vortex generator*. Hal ini juga terjadi pada Gambar 4.3 (c) dan (d) *corner wake* pada sudut serang 13° . Besarnya presentase reduksi *corner wake* antara sudut serang 10° dan 13° tidak dapat diketahui secara langsung dengan hanya melihat struktur dari *corner wake*. Besarnya reduksi dari *corner wake* berimbas terhadap koefisien *lift*, koefisien *drag*, dan kerugian energi yang terjadi. Semakin besar reduksi *corner wake*, semakin kecil kerugian energi yang timbul. Hal ini dikarenakan semakin mengecilnya *blockage effect* semakin kecil pula gangguan yang diterima oleh aliran fluida.



Gambar 4.3 *Streamline* aliran di *upper side airfoil* dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) tanpa *vortex generator* $\alpha = 10^\circ$, (b) dengan *vortex generator* $\alpha = 10^\circ$, (c) tanpa *vortex generator* $\alpha = 13^\circ$, (d) dengan *vortex generator* $\alpha = 13^\circ$.

Streamline aliran pada daerah *endwall* dan *mid span* untuk sudut serang 13° serta pada $Re = 1.14 \times 10^5$ dengan dan tanpa *vortex generator* ditunjukkan pada Gambar 4.4. Gambar 4.4 (a) dan (b) merupakan *streamline* aliran pada *mid span* dan *endwall airfoil* tanpa *vortex generator*. Dari 4.4 (a) dan (b) terlihat

bahwa pada daerah *mid span* aliran tidak terjadi separasi, karena tidak terbentuk *wake* di daerah *trailing edge*. Sedangkan separasi terjadi pada daerah *endwall*, karena terbentuk *wake* di daerah *trailing edge*. Hal ini juga terjadi pada Gambar 4.4 (a) dan (b), yaitu *airfoil* dengan *vortex generator*.



Gambar 4.4 *Streamline* aliran pada $\alpha = 13^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) *mid span* tanpa *vortex generator*, (b) *endwall* tanpa *vortex generator*, (c) *mid span* dengan *vortex generator*, (d) *endwall* dengan *vortex generator*.

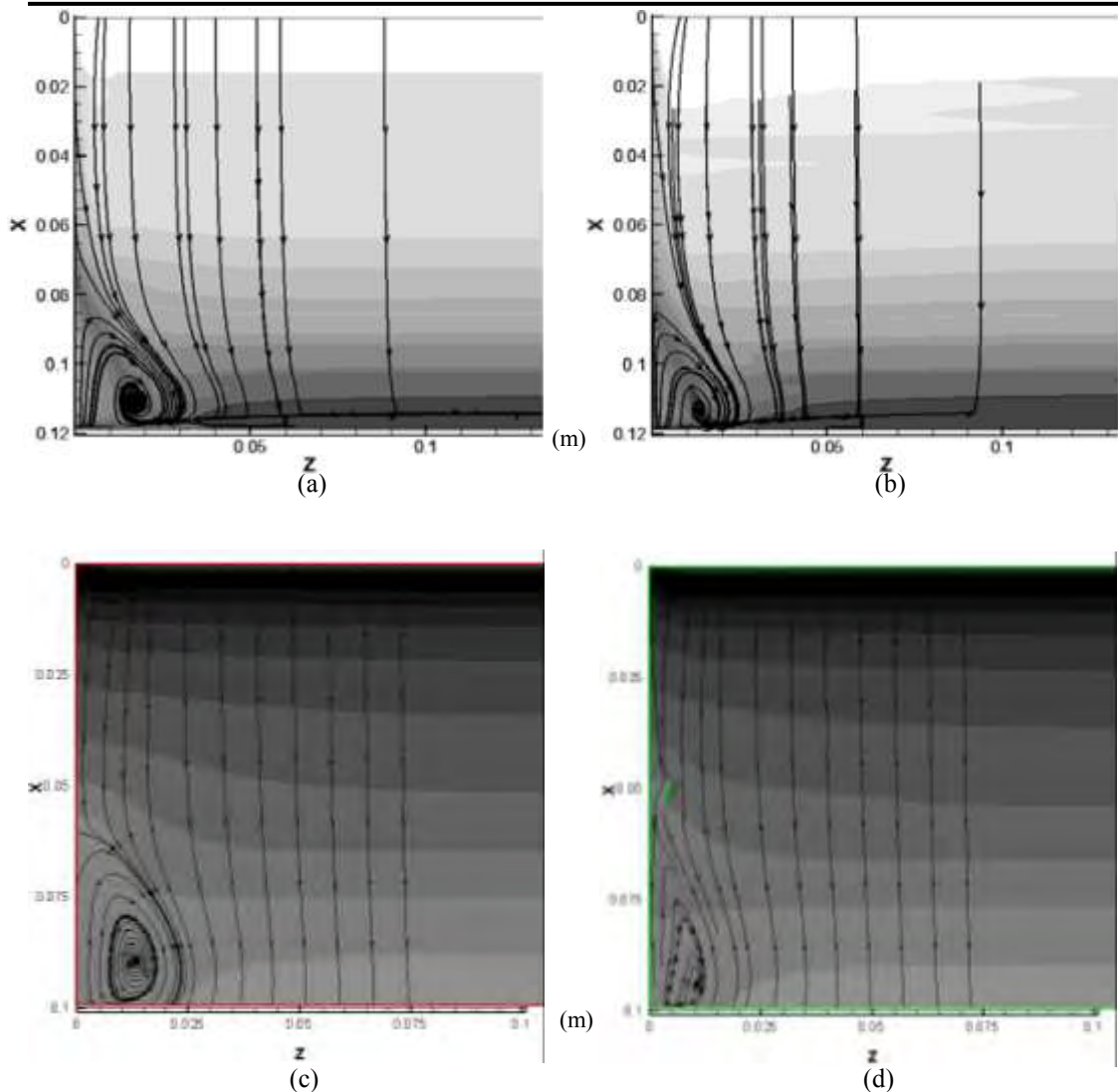
Gambar 4.4 (a) dan (c) merupakan *streamline* aliran daerah *mid span* *airfoil* tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator*. Terlihat dari Gambar 4.4 (a) dan (c) mempunyai pola *streamline* yang hampir sama, namun jika dilihat lebih detail *streamline* aliran di *upper side* pada *airfoil* dengan *vortex generator* dekat *trailing edge* mempunyai struktur yang lebih menguncup. Hal ini



menunjukkan pada daerah *trailing edge airfoil* dengan *vortex generator* mempunyai momentum yang lebih besar daripada *triling edge airfoil* tanpa *vortex generator*. Pada Gambar 4.4 (a) dan (c) terlihat jelas sekali bahwa di daerah *endwall trailing edge airfoil* dengan *vortex generator*, *wake* yang terbentuk lebih kecil daripada *airfoil* tanpa *vortex generator*. Hal ini mengindikasikan bahwa *blockage effect* dapat tereduksi serta terjadi penundaan separasi dengan adanya penambahan *vortex generator*.

Perbandingan *streamline* pada *upper side* antara penelitian **Mirmanto dkk** (2012) dan penelitian ini pada sudut serang 8° ditampilkan pada Gambar 4.5. Dari kedua penelitian mempunyai perbedaan, yaitu: jenis *airfoil*, *Re*, dimensi, dan jenis turbulator, namun keduanya mempunyai kesamaan yaitu bertujuan untuk mengendalikan aliran sekunder. Gambar 4.5 (a) dan (b) merupakan *airfoil* tanpa dan dengan *Bluff Rectangular Turbulator* (BRT). Terlihat jelas dari Gambar 4.5 (a) dan (b) terjadi reduksi *blockage effect* pada *upper side airfoil* yang cukup signifikan. Hal ini juga terjadi pada Gambar 4.5 (c) dan (d), yaitu *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* (VG). Dari kedua hal tersebut dengan metode yang berbeda, namun dapat menghasilkan sesuatu yang hampir serupa.

Gambar 4.5 (a) dan (c) merupakan *airfoil* tanpa BRT dan tanpa VG pada sudut serang 8° . Dari Gambar 4.5 (a) dan (c) terlihat bahwa *blockage effect* yang terbentuk lumayan besar. Hal ini terjadi karena adanya aliran sekunder yang terjadi pada *airfoil* dan *endwall*. Jika dilihat dari Gambar 4.5 (b) dan (d) *blockage effect* yang terbentuk sudah mulai tereduksi. Reduksi tersebut diakibat dari 2 modifikasi yang berbeda. Gambar 4.5 (b) dimodifikasi dengan menggunakan BRT, sedangkan Gambar 4.5 (d) modifikasi menggunakan VG.



Gamabr 4.5 *Streamline* aliran pada *upper side* dengan $\alpha = 8^\circ$, (a) tanpa BRT (Mirmanto dkk, 2012), (b) dengan BRT (Mirmanto dkk, 2012), (c) tanpa VG, (d) dengan VG.

4.4 Axial Total Pressure Losses Coefficient

Dalam mempresentasikan separasi aliran 3D, salah satu parameter yang dapat digunakan adalah besarnya koefisien kerugian tekanan total. Koefisien kerugian tekanan total merupakan besarnya kerugian energi yang timbul karena adanya gesekan serta aliran sekunder. Koefisien kerugian tekanan total didapatkan dengan pemaparan nilai dari *surface integral* koefisien *axial total pressure losses* pada 5%*C* dibelakang *trailing edge*. Dalam kasus *airfoil* dengan *endwall* besar kecilnya koefisien kerugian tekanan total sangat dipengaruhi oleh aliran sekunder yang terjadi. Semakin kecil aliran sekunder semakin kecil juga koefisien kerugian



tekanan total. Sebaliknya semakin besar aliran sekunder semakin besar juga koefisien kerugian tekanan total yang terjadi.

Besarnya nilai *axial total pressure losses coefficient* dari *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* sejauh 5 cm di belakang *trailing edge* dengan $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5 ditunjukkan pada Tabel 4.2. Dari tabel 4.2 dapat dilihat dengan penambahan *vortex generator* dapat mereduksi *axial total pressure losses coefficient* atau bahkan sebaliknya. Pada sudut serang 0° dan 5° dengan penambahan *vortex generator* tidak mampu mereduksi kerugian energi, bahkan terjadi peningkatan kerugian energi. Ketika sudut serang 10° , mulai terjadi pereduksian kerugian energi, namun reduksinya tidak terlalu besar. Semakin tinggi sudut serang pereduksian kerugian energi juga semakin meningkat, puncaknya yaitu pada sudut serang 13° sebesar 7.28% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$. Pada sudut serang 15° juga terjadi pereduksian kerugian energi, namun tidak sebesar pada sudut serang 13° . Ketika sudut serang dinaikkan kembali sampai 20° , kerugian energi kembali tidak mampu direduksi.

Vortex generator lebih efektif dipasang pada sudut serang 10° sampai 15° , khususnya pada sudut serang 13° . Hal ini disebabkan karena *vortex generator* mampu mereduksi kerugian energi yang ditimbulkan oleh aliran sekunder. Selain dipengaruhi oleh sudut serang, keefektifan dari *vortex generator* juga dipengaruhi oleh besarnya bilangan *Reynolds*. Ketika pada $Re = 0.85 \times 10^5$ kemampuan *vortex generator* untuk mereduksi kerugian energi tidak sebaik pada $Re = 1.14 \times 10^5$, hal ini terjadi pada semua sudut serang.



Tabel 4.2 *Axial total pressure losses coefficient* pada *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator*.

α (°)	Re (10^5)	ζ_{axial} 5 cm di belakang TE		Reduksi ζ_{axial} (%)
		Tanpa VG	Dengan VG	
0	0.85	0.012	0.029	-146.55
	1.14	0.001	0.022	-123.23
5	0.85	0.020	0.036	-78.82
	1.14	0.019	0.030	-60.12
10	0.85	0.050	0.049	1.01
	1.14	0.047	0.046	2.54
13	0.85	0.095	0.092	3.05
	1.14	0.092	0.085	7.28
15	0.85	0.140	0.137	2.21
	1.14	0.138	0.129	6.40
17	0.85	0.196	0.232	-18.41
	1.14	0.194	0.230	-18.67
20	0.85	0.306	0.348	-13.84
	1.14	0.305	0.345	-12.86

4.5 Koefisien Tekanan (C_p)

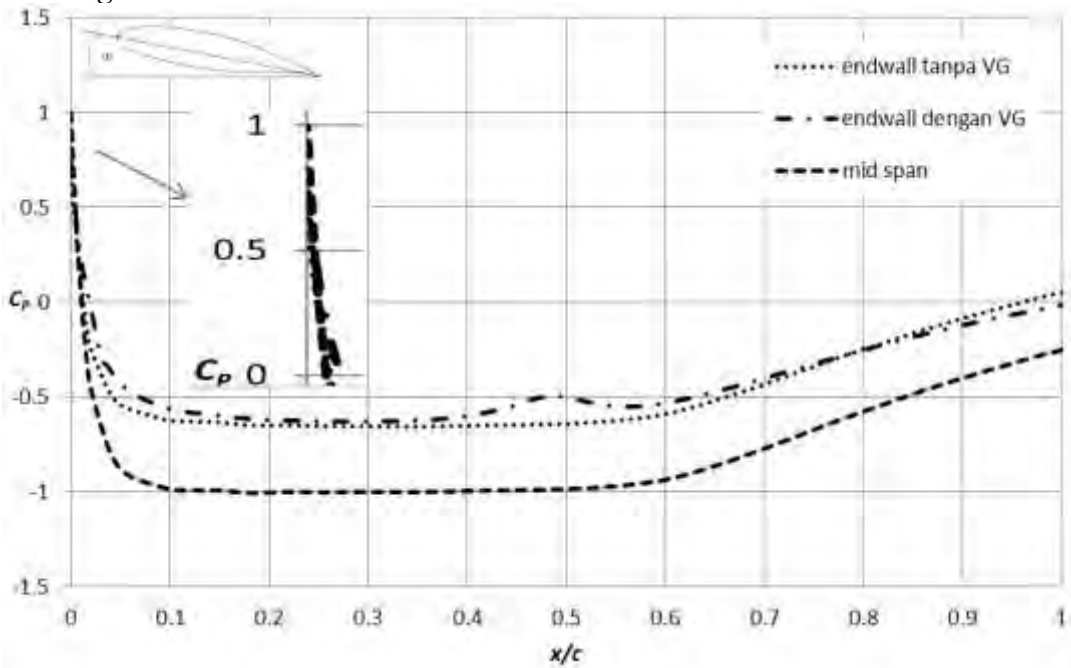
Koefisien tekanan (C_p) merupakan bilangan tak berdimensi yang menggambarkan tekanan statis relatif di dalam medan aliran. Koefisien tekanan merupakan parameter yang sangat berguna untuk mempelajari karakteristik aliran fluida. Distribusi tekanan statis sepanjang *airfoil* dapat menginterpretasikan karakteristik aliran fluida yang terjadi.

Nilai koefisien tekanan diambil pada *endwall upper side airfoil* baik dengan *vortex generator* maupun tanpa *vortex generator* serta pada *mid span*. Grafik hubungan koefisien tekanan (C_p) sebagai fungsi dari x/c untuk sudut serang 0° pada $Re = 1.14 \times 10^5$ disajikan pada Gambar 4.6 Ketiga grafik mempunyai kecenderungan yang hampir sama. Nilai C_p maksimal = 1, terjadi tepat pada *mid span leading edge airfoil*, hal ini menyatakan kondisi stagnasi. Lain halnya pada *endwall* baik dengan *vortex generator* maupun tanpa *vortex*



generator, nilai C_p maksimal kurang dari 1. Hal ini terjadi karena adanya pengaruh *boundary layer* yang berkembang sepanjang *endwall* yang menyebabkan berkurangnya energi dari fluida yang melalui daerah di dekat *endwall*.

Aliran mengalami percepatan akibat *favorable pressure gradient* yang kuat pada $0 < x/c < 0.07$. Nilai C_p cenderung konstan pada $0.07 < x/c < 0.6$, hal ini terjadi karena geometri dari *airfoil* yang hampir *flat*. Ketika melalui celah antara *endwall* dan *vortex generator* aliran kembali mengalami percepatan, hal ini terjadi karena adanya penyempitan celah tersebut. Pada $0.6 < x/c < 1$ aliran mengalami perlambatan yang ditandai dengan kenaikan tekanan (*adverse pressure gradient*). Pada *endwall* dengan *vortex generator* nilai C_p lebih rendah ketika mendekati *trailing edge* ($0.8 < x/c < 1$). Hal ini mengindikasikan aliran mempunyai momentum yang lebih kuat pada daerah terjadi *trailing edge* untuk *airfoil* dengan *vortex generator*.



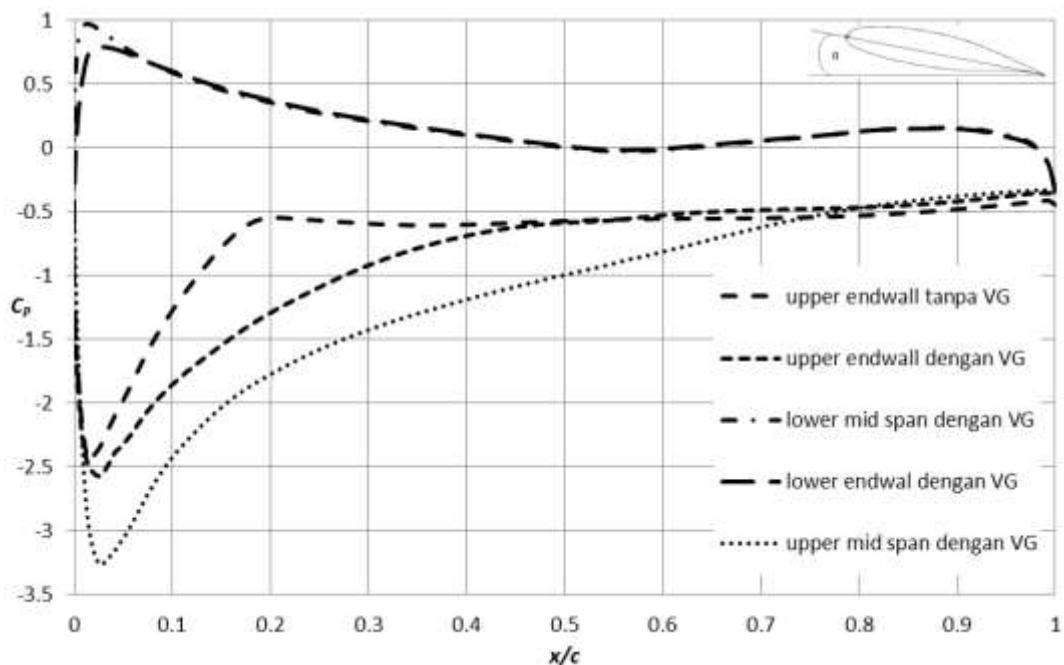
Gambar 4.6 C_p fungsi x/c pada sudut serang 0° pada *upper side airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* untuk $Re = 1.14 \times 10^5$.

Gambar 4.7 menunjukkan distribusi koefisien tekanan (C_p) pada permukaan *airfoil* untuk sudut serang 13° pada $Re = 1.14 \times 10^5$. Koefisien tekanan diambil pada *endwall upper side* baik dengan *vortex generator* maupun tanpa *vortex generator* serta pada *lower side mid span*. Grafik C_p pada *lower side mid*



span dan *lower side endwall* mempunyai tren yang sama bahkan hampir berhimpit, namun terdapat perbedaan nilai C_p di dekat *leading edge*. Pada *lower side mid span* nilai $C_p = 1$ tidak tepat pada *leading edge*, namun lebih ke belakang. Pada *lower side endwall* nilai C_p maksimal kurang dari 1, hal ini disebabkan karena pengaruh *boundary layer* yang berkembang sepanjang *endwall*.

Pada *upper side* akibat *favorable pressure gradient* yang kuat, aliran mengalami percepatan pada $0 < x/c < 0.03$. Aliran mengalami perlambatan karena adanya *adverse pressure gradient* yang signifikan pada $x/c = 0.03$ sampai $x/c = 0.2$. Hal ini terjadi pada *mid span* dan *endwall* tanpa *vortex generator*. Lain halnya dengan *endwall* dengan *vortex generator* nilai C_p naik secara perlahan pada $x/c = 0.2$ sampai $x/c = 0.5$. Hal ini berimbas aliran mempunyai momentum yang lebih besar di daerah dekat *endwall*. Pada $x/c = 0.5$ sampai $x/c = 1$ nilai C_p pada *mid span*, *endwall* tanpa *vortex generator*, dan *endwall* dengan *vortex generator* cenderung konstan dan mempunyai nilai yang hampir sama.



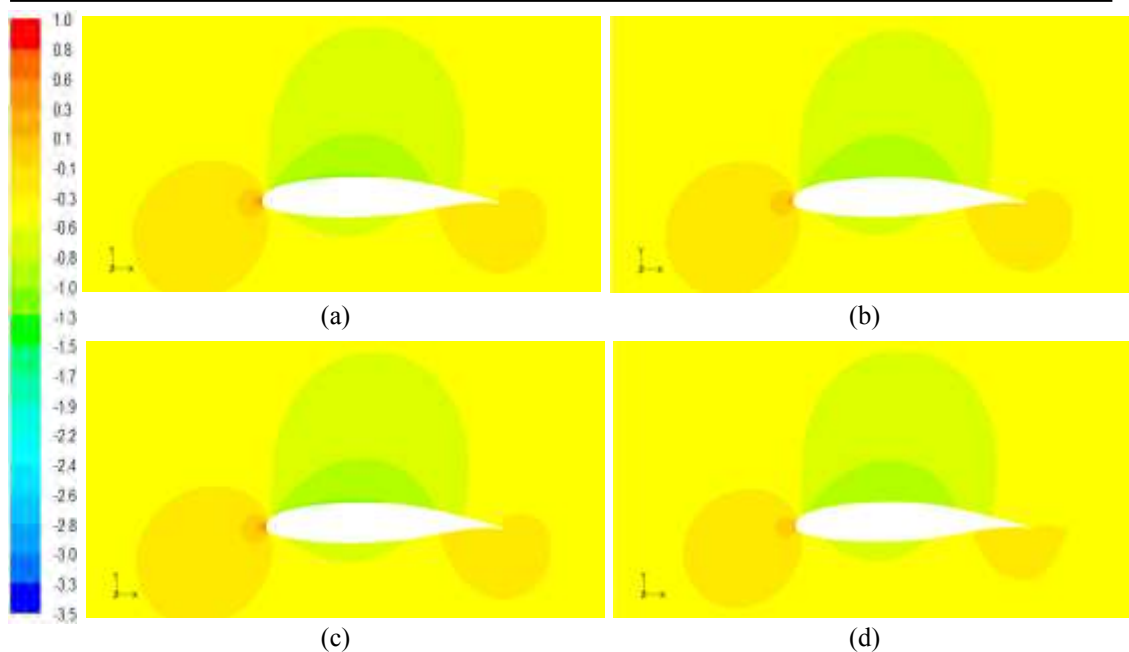
Gambar 4.7 C_p fungsi x/c pada sudut serang 13° pada *upper side* dan *lower side airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* untuk $Re = 1.14 \times 10^5$.

Gambar 4.8 menunjukkan kontur koefisien tekanan pada *mid span* dan *endwall* baik tanpa maupun dengan *vortex generator* pada sudut serang 0° . Pada Gambar 4.8 (a) dan (c) merupakan distribusi koefisien tekanan pada *mid span* tanpa dan dengan *vortex generator*. Terlihat kedua gambar tidak mempunyai



perbedaan yang signifikan. Pada daerah *mid span* tepat di *leading edge airfoil* terjadi kondisi stagnasi dengan $C_p = 1$, yaitu ditandai oleh daerah berwarna kuning kemerahan (orange). Hal ini tidak terjadi pada *airfoil* tanpa maupun dengan *vortex generator*. Hal berbeda ditunjukkan pada Gambar 4.8 (b) dan (d), yaitu daerah *endwall*. Pada daerah *endwall* tepat di *leading edge airfoil* nilai C_p kurang dari 1, ini terjadi pada *airfoil* dengan maupun tanpa *vortex generator*. Penyebab pada daerah *endwall* nilai C_p kurang dari 1 adalah adanya interaksi *boundary layer* pada *endwall*. Hal ini menyebabkan fluida bergesekan dengan dinding *endwall* sehingga berkurangnya energi fluida ketika melintasi *leading edge airfoil*. Distribusi tekanan di atas *upper side airfoil* dengan *vortex generator* mempunyai daerah tekanan rendah yang lebih sempit, daripada di atas *upper side airfoil* tanpa *vortex generator*. Hal ini yang menyebabkan terjadinya penurunan koefisien *lift* sebesar 1.8% ketika *airfoil* diberi *vortex generator* pada sudut serang 0° . Pada daerah di depan *leading edge* tekanan yang terjadi juga lebih besar dibandingkan daerah di belakang *trailing edge*, kondisi ini yang menyebabkan timbulnya gaya *drag* pada *airfoil*. Daerah di belakang *trailing edge airfoil* dengan *vortex generator* didominasi tekanan yang lebih rendah daripada tanpa *vortex generator*. Hal ini yang menyebabkan peningkatan koefisien *drag* sebesar 3.8% ketika *airfoil* diberi *vortex generator*.

Distribusi koefisien tekanan terlihat berbeda pada Gambar 4.8 (a) dan (b), yaitu daerah *mid span* dan *endwall* pada *airfoil* tanpa *vortex generator*. Daerah *lower side* didominasi tekanan yang lebih tinggi dari pada *upper side*. Hal ini yang menyebabkan *airfoil* mempunyai gaya angkat ketika dialiri fluida walaupun dengan sudut serang 0° . Pada Gambar 4.8 (c) dan (d), yaitu *airfoil* dengan *vortex generator* juga terjadi hal yang sama, namun gaya angkat yang terjadi lebih rendah. Hal ini disebabkan pada *airfoil* dengan *vortex generator* daerah di atas *upper side* didominasi tekanan yang lebih tinggi daripada daerah di atas *upper side airfoil* tanpa *vortex generator*.



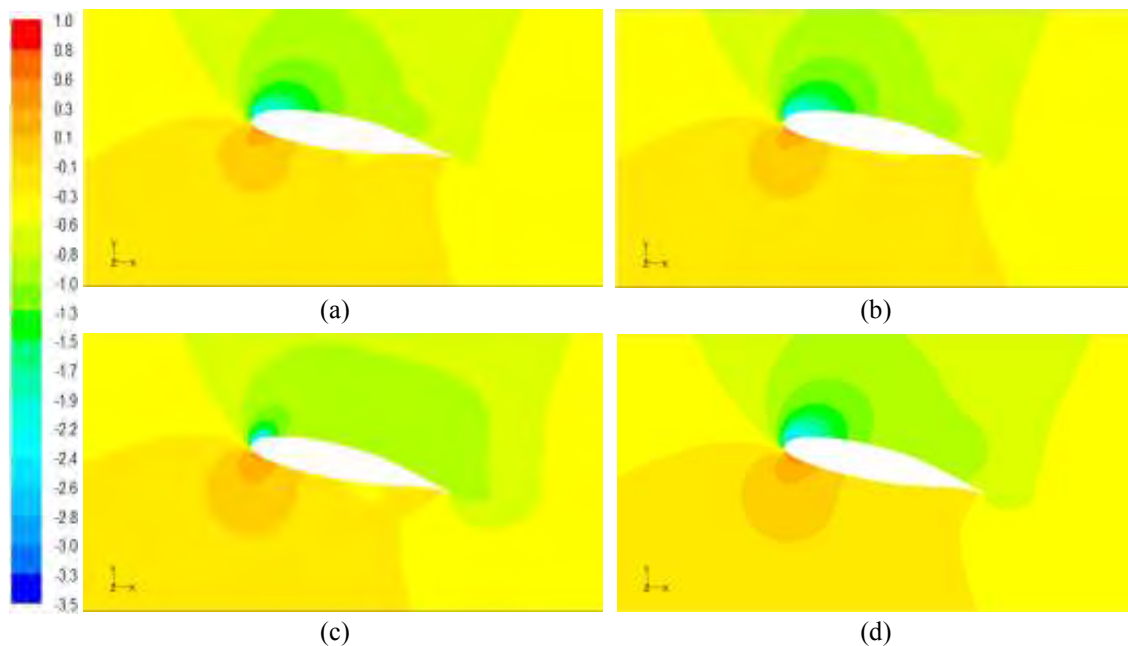
Gambar 4.8 Distribusi koefisien tekanan pada sudut serang 0° dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) *mid span* tanpa *vortex generator*, (b) *endwall* tanpa *vortex generator*, (c) *mid span* dengan *vortex generator*, (d) *endwall* dengan *vortex generator*.

Gambar 4.9 merupakan distribusi koefisien tekanan pada *endwall* pada sudut serang 10° dan 13° dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, baik tanpa maupun dengan *vortex generator*. Dari Gambar 4.9 (a) dan (c) terlihat pada sudut serang 10° daerah di atas *upper side* mempunyai tekanan yang lebih tinggi daripada di atas *upper side* sudut serang 13° . Begitu juga sebaliknya pada sudut serang 10° daerah di bawah *lower side* mempunyai tekanan yang lebih rendah daripada di bawah *lower side* sudut serang 13° . Hal ini menyebabkan gaya angkat yang terjadi lebih besar pada sudut serang 13° daripada sudut serang 10° . Pada sudut serang 13° daerah di belakang *trailing edge* mempunyai daerah bertekanan rendah lebih besar daripada sudut serang 10° , walaupun pada daerah *leading edge* distribusi tekanannya hampir sama. Hal ini berakibat gaya *drag* yang timbul lebih besar pada sudut serang 13° . Hal serupa juga terjadi pada Gambar 4.9 (b) dan (d), yaitu *airfoil* dengan *vortex generator*.

Dari Gambar 4.9 (a) dan (b) terlihat pada sudut serang 10° distribusi koefisien tekanan antara *airfoil* dengan *vortex generator* dan *airfoil* tanpa *vortex generator* mempunyai pola serta distribusi warna yang hampir sama. Hal ini menyebabkan koefisien *lift* dan koefisien *drag* hampir tidak mengalami perubahan



yang besar ketika *airfoil* diberi *vortex generator*. Hal berbeda pada Gambar 4.9 (c) dan (d), yaitu pada sudut serang 13° , terlihat pada *upper side airfoil* dengan *vortex generator* memiliki distribusi tekanan yang lebih rendah daripada tanpa *vortex generator*, sedangkan pada *lower side airfoil* dengan *vortex generator* memiliki tekanan yang lebih besar. Hal ini berimbas naiknya koefisien *lift* dengan penambahan *vortex generator*. Demikian juga pada sudut serang 13° daerah *trailing edge airfoil* dengan *vortex generator* mempunyai tekanan yang lebih rendah. Hal ini berdampak turunnya koefisien *drag* dengan penambahan *vortex generator*.



Gambar 4.9 Distribusi koefisien tekanan pada $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) $\alpha = 10^\circ$ tanpa *vortex generator*, (b) $\alpha = 10^\circ$ dengan *vortex generator*, (c) $\alpha = 13^\circ$ tanpa *vortex generator*, (d) $\alpha = 13^\circ$ dengan *vortex generator*.

4.6 Koefisien *Lift* (C_L) dan Koefisien *Drag* (C_D)

Karakteristik dari sebuah *airfoil* salah satunya dapat diketahui melalui koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D). Kedua nilai koefisien ini didapatkan dari total resultan gaya yang bekerja karena adanya interaksi antara permukaan benda dengan fluida. Gaya *drag* didapatkan dari resultan gaya yang sejajar dengan aliran, sedangkan gaya yang tegak lurus dengan aliran disebut dengan gaya *lift*.

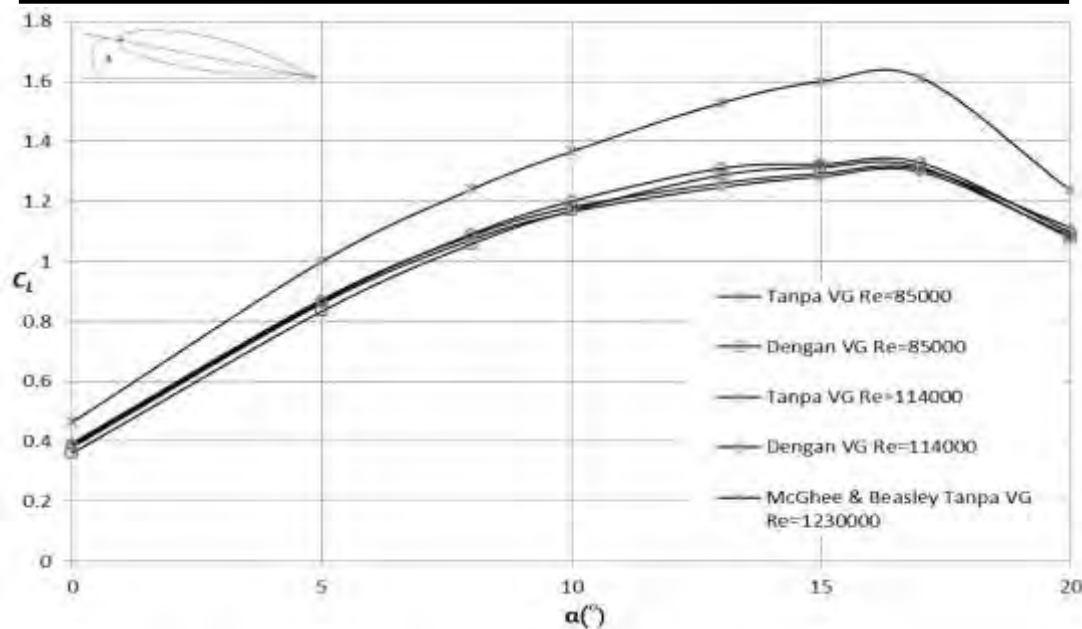


Koefisien *drag* dan *lift* sangat penting untuk diketahui karena kinerja dari *airfoil* sangat dipengaruhi oleh dua hal tersebut.

4.6.1 Koefisien *Lift* (C_L)

Salah satu hasil *post-processing* dari simulasi pada *fluent* 6.3.26 adalah gaya *lift*. Gaya *lift* merupakan gaya yang mempunyai arah tegak lurus terhadap arah aliran utama. Parameter gaya *lift* kemudian dinyatakan dalam bentuk tanpa dimensi, yaitu koefisien *lift* (C_L). Pengamatan koefisien *lift* dilakukan pada *airfoil*, baik tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator*.

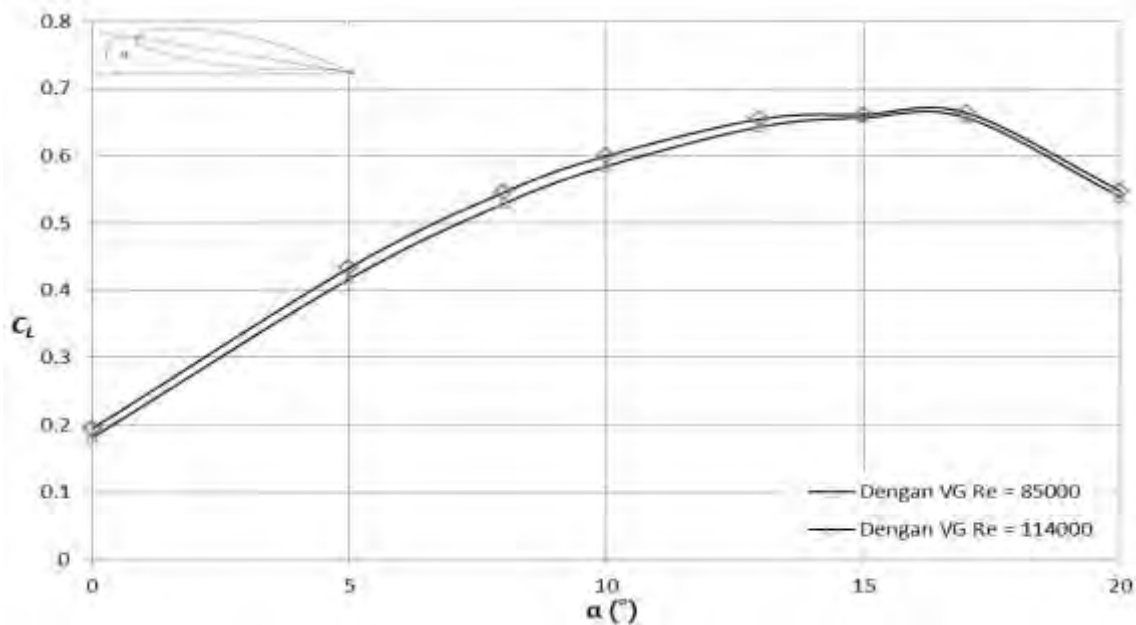
Gambar 4.10 menunjukkan hubungan antara koefisien *lift* (C_L) dengan sudut serang (α) pada *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator* pada $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5 . Pada $\alpha = 0^\circ$ terlihat bahwa *airfoil* sudah memiliki nilai C_L . Hal ini dapat dipahami dari karakteristik *airfoil* NASA LS-0417 yang merupakan *airfoil* asimetris. Kelima grafik menunjukkan tren yang hampir sama, yaitu seiring dengan bertambahnya sudut serang (α) nilai koefisien *lift* juga meningkat hingga mencapai maksimum pada sudut serang 17° yaitu 1.31 untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.33 untuk $Re = 1.14 \times 10^5$, sedangkan pada penelitian **McGhee & Beasley** (1973) koefisien *lift* maksimum pada sudut serang 17° sebesar 1.61 pada $Re = 12.3 \times 10^5$. Hal ini menandakan bahwa pada sudut serang sekitar 17° sudah terjadi *stall*. Nilai C_L antara *airfoil* tanpa *vortex generator* dan *airfoil* dengan *vortex generator* pada sudut serang 0° sampai 10° mempunyai nilai yang hampir sama serta mempunyai tren yang hampir linear. Semakin meningkatnya sudut serang ($10^\circ - 17^\circ$) *airfoil* dengan *vortex generator* memiliki nilai C_L yang lebih tinggi. Pada sudut serang 10° , perbedaan nilai C_L cukup rendah yaitu sekitar 0.34% untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.7% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$. Perbedaan nilai C_L yang paling besar terjadi pada sudut serang 13° , yaitu sekitar 3.2% untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 3.9% untuk $Re = 0.85 \times 10^5$. Kemudian perbedaan nilai C_L kembali mengecil dengan bertambahnya sudut serang, hal ini terjadi pada kedua Re .



Gambar 4.10 Koefisien *lift* fungsi sudut serang pada *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator*.

Airfoil dengan *vortex generator* mempunyai nilai C_L yang relatif lebih tinggi dari pada *airfoil* tanpa *vortex generator*, terutama pada sudut serang antara 10° sampai sudut serang 17° . Hal ini terjadi karena dengan penambahan *vortex generator* pada *airfoil* di dekat *endwall* dapat meningkatkan momentum dan intensitas turbulensi aliran di dekat *endwall*, sehingga aliran sekunder dapat direduksi (yang dibahas pada sub-bab 4.3).

Gambar 4.11 merupakan hubungan antara koefisien *lift* sebagai fungsi dari sudut serang (α) pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5 . Dari grafik terlihat keduanya mempunyai tren yang hampir sama, yaitu seiring dengan bertambahnya sudut serang (α) nilai koefisien *lift* bertambah hampir secara linear pada sudut serang kurang dari 10° . Pada sudut serang lebih tinggi dari 10° grafik membentuk kurva parabolik. Nilai C_L pada $Re = 1.14 \times 10^5$ mempunyai nilai yang lebih tinggi daripada nilai C_L pada $Re = 0.85 \times 10^5$ untuk semua sudut serang ($0^{\circ} - 20^{\circ}$). Hal ini terjadi karena pada $Re = 1.14 \times 10^5$ aliran fluida mempunyai momentum yang lebih tinggi. *Vortex generator* lebih efektif dalam hal meningkatkan C_L pada $Re = 1.14 \times 10^5$ daripada $Re = 0.85 \times 10^5$.



Gambar 4.11 Koefisien *lift* fungsi sudut serang pada *airfoil* dengan *vortex generator* $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5 .

4.6.2 Koefisien Drag (C_D)

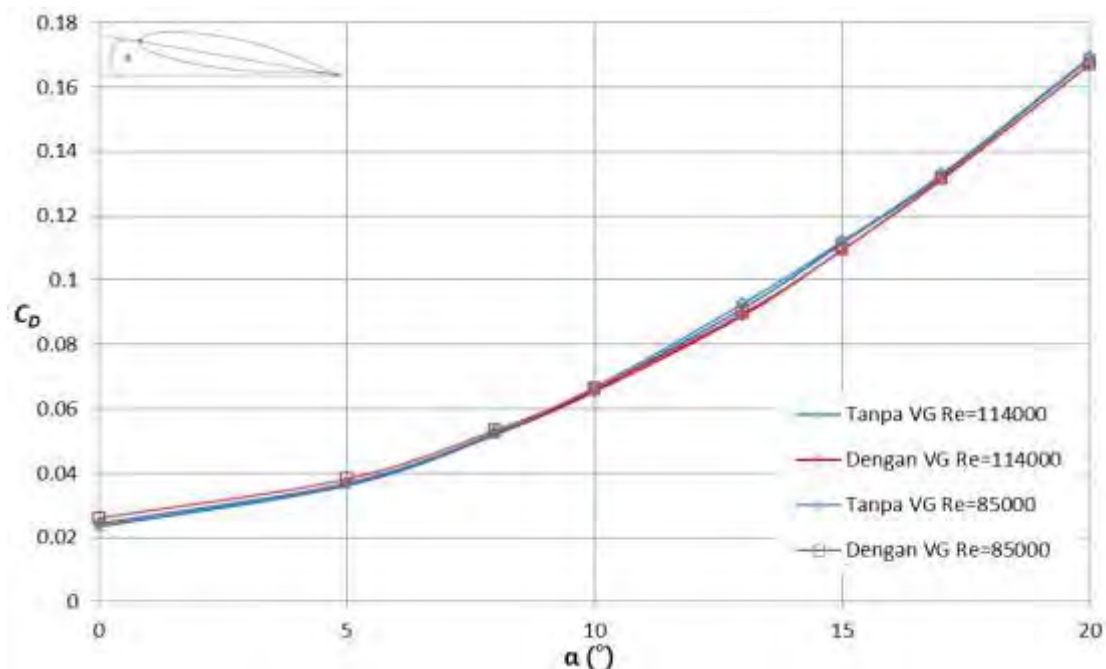
Selain koefisien *lift* (C_L) karakteristik dari sebuah *airfoil* dapat dianalisa melalui koefisien *drag* (C_D). Koefisien *drag* total dikontribusi oleh *pressure drag* dan *friction drag*. Gaya *drag* merupakan gaya yang mempunyai arah sejajar terhadap arah aliran utama. Perbedaan nilai koefisien *drag* akan dianalisa pada *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator*.

Gambar 4.12 merupakan hubungan antara koefisien *drag* (C_D) dengan sudut serang (α) pada *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator* pada $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5 . Dari Gambar 4.12 terlihat keempat grafik menunjukkan tren yang hampir sama, bahkan hampir saling bertumpukkan. Hal ini terjadi karena keempat grafik mempunyai nilai yang hampir sama, namun jika dilihat secara detail terdapat perbedaan nilai diantara grafik tersebut. Pada sudut serang kurang dari 10° pada *airfoil* dengan *vortex generator* mempunyai nilai C_D yang relatif sama dengan *airfoil* tanpa *vortex generator*, ini terjadi pada kedua Re . Perbedaan mulai terlihat menonjol ketika sudut serang dinaikkan menjadi 13° dan 15° . Perbedaan nilai C_D tertinggi terjadi pada $\alpha = 13^\circ$, yaitu



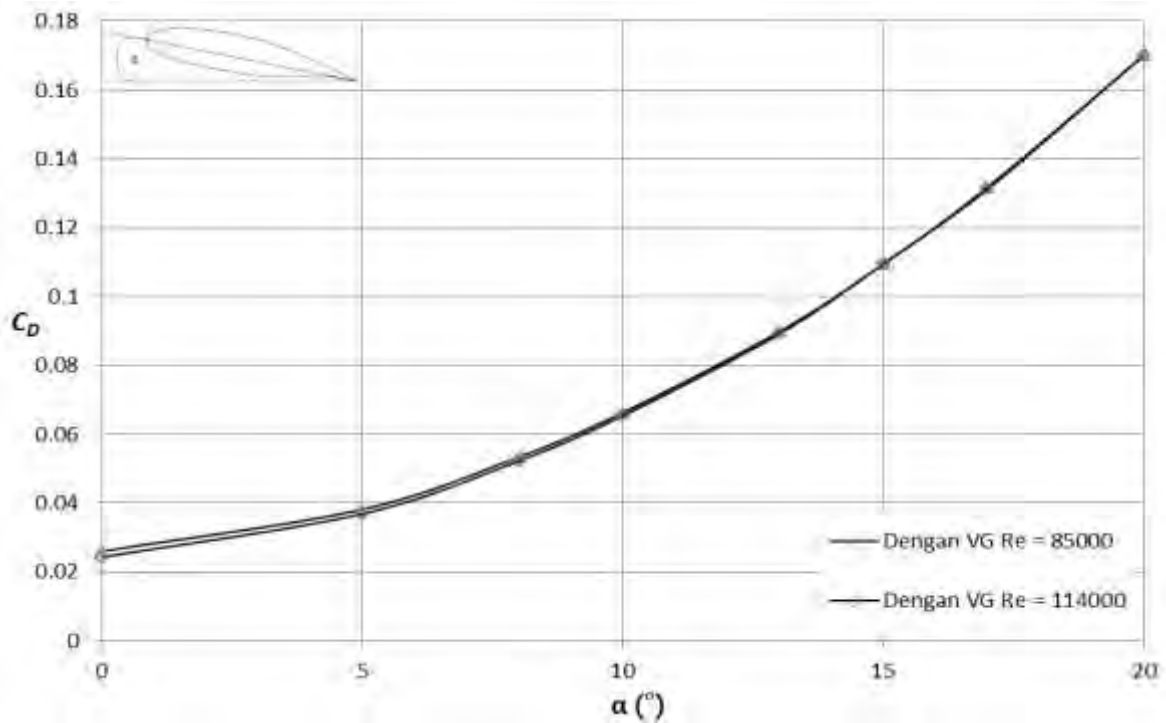
sekitar 3.2% untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 2.4% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$. Keempat grafik kembali berhimpit sampai sudut serang 20° .

Pada sudut serang 0° sampai 10° kedua grafik terlihat lebih landai, hal ini mengindikasikan bahwa kenaikan koefisien *drag* tidak terlalu tajam. Seiring bertambahnya sudut serang kedua grafik terlihat lebih curam, hal ini menunjukkan kenaikan koefisien *drag* yang tajam. Kenaikkan koefisien *drag* yang signifikan terjadi pada sudut serang 17° , hal ini terjadi karena sudut serang 17° *airfoil* terjadi



Gambar 4.12 Koefisien *drag* fungsi sudut serang pada *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5 .

Gambar 4.13 merupakan hubungan antara koefisien *drag* (C_D) dengan sudut serang (α) pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5 . Kedua grafik mempunyai tren yang hampir sama, yaitu seiring dengan bertambahnya sudut serang nilai C_D bertambah juga. Bukan hanya tren, namun nilai C_D juga memiliki nilai yang hampir sama. Hal ini terlihat dari berhimpitnya kedua grafik terutama pada sudut serang 10° sampai 20° . Pada sudut serang 0° sampai 5° terjadi perbedaan nilai C_D , $Re = 1.14 \times 10^5$ mempunyai nilai C_D yang lebih rendah daripada $Re = 0.85 \times 10^5$, perbedaan tersebut sekitar 7%. Bilangan *Reynolds* sangat berpengaruh terhadap kinerja *vortex generator* dalam mereduksi C_D . Jika dilihat dari grafik Re yang lebih tinggi, menghasilkan nilai C_D yang semakin rendah.

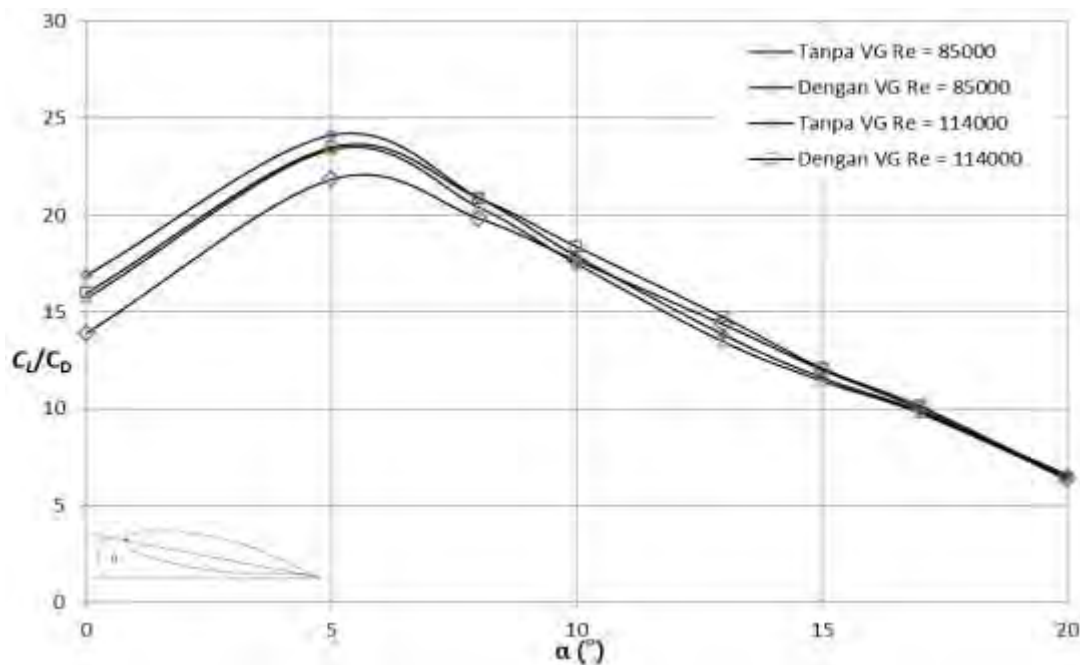


Gambar 4.13 Koefisien *drag* fungsi sudut serang pada *airfoil* dengan *vortex generator* $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5 .

4.6.3 Rasio C_L dan C_D (C_L/C_D)

Parameter lain yang tidak kalah pentingnya untuk mengevaluasi unjuk kerja sebuah *airfoil* adalah nilai C_L/C_D . Hubungan C_L/C_D sebagai fungsi dari sudut serang pada *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$ ditunjukkan pada Gambar 4.14. Terlihat keempat grafik mempunyai tren yang sama, yaitu terjadi peningkatan nilai C_L/C_D dari sudut serang 0° sampai nilai maksimum pada sudut serang 5° . Nilai C_L/C_D mengalami penurunan dari sudut serang 5° sampai mencapai nilai minimum pada sudut serang 20° .

Pada sudut serang 0° sampai 10° nilai C_L/C_D untuk *airfoil* dengan *vortex generator* lebih rendah daripada *airfoil* tanpa *vortex generator*, hal ini terjadi pada $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$. Pada sudut serang yang lebih besar, yaitu dari 10° sampai 17° nilai C_L/C_D untuk *airfoil* dengan *vortex generator* lebih tinggi daripada *airfoil* tanpa *vortex generator*, hal ini terjadi pada kedua Re . Nilai C_L/C_D mempunyai kesamaan untuk keempat grafik pada sudut serang 17° sampai 20° , hal ini ditunjukkan dengan berhimpitnya keempat grafik tersebut.



Gambar 4.14 C_L/C_D fungsi sudut serang pada *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator* untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5 .

Penggunaan *vortex generator* sangat efektif dalam meningkatkan performa dari *airfoil*, dimana nilai C_L/C_D mengalami peningkatan, khususnya pada sudut serang 10° sampai 17° . Peningkatan nilai C_L/C_D terbesar terjadi pada sudut serang 13° , yaitu sekitar 6.65% untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 6.50% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$. Pada $Re = 1.14 \times 10^5$ mempunyai C_L/C_D yang lebih besar daripada $Re = 0.85 \times 10^5$. Hal ini dikarenakan dengan meningkatnya Re akan berakibat meningkatnya momentum aliran sehingga lebih tahan terhadap gaya gesek kontur dan *adverse pressure gradient*. Peningkatan nilai C_L/C_D pada $Re = 0.85 \times 10^5$ mempunyai presentase yang lebih besar daripada $Re = 1.14 \times 10^5$.



BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Dari analisa dan pembahasan yang dilakukan, maka didapatkan beberapa kesimpulan sebagai berikut:

1. Penggunaan *vortex generator* pada *airfoil* di dekat *endwall* dapat mereduksi *blockage effect* yang timbul akibat adanya aliran sekunder.
2. Berdasarkan distribusi koefisien tekanan di dekat *endwall*, penambahan *vortex generator* pada *airfoil* mampu menunda separasi 3D.
3. Penambahan *vortex generator* mampu meningkatkan koefisien *lift*, terutama pada sudut serang 10° , 13° , 15° , dan 17° . Peningkatan koefisien *lift* terbesar terjadi pada sudut serang 13° , yaitu sekitar 3.2% untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 3.9% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$.
4. *Vortex generator* memberi kontribusi terhadap reduksi koefisien *drag* yaitu pada sudut serang 10° , 13° , 15° , dan 17° . Penurunan koefisien *drag* terbesar terjadi pada sudut serang 13° , sekitar 3.2% untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 2.4% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$.
5. Kerugian energi yang diwakili oleh *axial total pressure losses coefficient* juga mengalami penurunan dengan adanya *vortex generator*. Penurunan terjadi pada sudut serang 10° , 13° , dan 15° . Penurunan terbesar terjadi pada sudut serang 13° , yaitu sekitar 7.3% untuk $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 3.1% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$.
6. Penambahan *vortex generator* paling efektif pada sudut serang $\alpha = 13^\circ$.

5.2 Saran

Dari penelitian yang telah dilakukan ada beberapa saran, agar penelitian selanjutnya yang sejenis dapat menghasilkan data yang lebih baik dan akurat, antara lain:

1. Posisi, dimensi, dan geometri dari *vortex generator* perlu divariasikan, untuk mendapatkan hasil yang lebih optimum.



2. Bilangan *Reynolds* yang digunakan juga perlu ditambah variasinya, untuk mendapatkan hasil yang paling optimal.
3. Pada penelitian ini menggunakan step sudut serang = 5° , untuk mendapatkan perubahan dari parameter yang diamati sebaiknya menggunakan step sudut serang yang lebih kecil.
4. Menggunakan model turbulensi k- ω SST karena lebih cocok untuk kasus *adverse pressure gradient* dan separasi.
5. Gunakan komputer yang mempunyai spesifikasi tinggi, hal ini sangat membantu dalam kecepatan proses iterasi.



LAMPIRAN

Koordinat airfoil NASA
LS-0417

x/c	y/c	x/c	y/c	x/c	y/c
1.00000	-0.00074	0.45000	0.10456	0.01250	-0.02052
0.97500	0.00604	0.40000	0.10500	0.02500	-0.02691
0.95000	0.01287	0.35000	0.10409	0.03750	-0.03191
0.92500	0.01965	0.30000	0.10169	0.05000	-0.03569
0.90000	0.02639	0.25000	0.09778	0.07500	-0.04209
0.87500	0.03313	0.20000	0.09209	0.10000	-0.04700
0.85000	0.03983	0.17500	0.08848	0.12500	-0.05087
0.82500	0.04644	0.15000	0.08413	0.15000	-0.05426
0.80000	0.05291	0.12500	0.07909	0.17500	-0.05700
0.77500	0.05913	0.10000	0.07309	0.20000	-0.05926
0.75000	0.06517	0.07500	0.06561	0.25000	-0.06265
0.72500	0.07096	0.05000	0.05600	0.30000	-0.06448
0.70000	0.07639	0.03750	0.04974	0.35000	-0.06517
0.67500	0.08144	0.02500	0.04165	0.40000	-0.06483
0.65000	0.08604	0.01250	0.03069	0.45000	-0.06344
0.62500	0.09013	0.00500	0.02035	0.50000	-0.06091
0.60000	0.09374	0.00200	0.01300	0.55000	-0.05683
0.57500	0.09674	0.00000	0.00000	0.57500	-0.05396
0.55000	0.09917	0.00200	-0.00974	0.60000	-0.05061
0.50000	0.10269	0.00500	-0.01444	0.62500	-0.04678



x/c	y/c
0.65000	-0.04265
0.67500	-0.03830
0.70000	-0.03383
0.72500	-0.02930
0.77500	-0.02030
0.80000	-0.01587
0.82500	-0.01191
0.85000	-0.00852
0.87500	-0.00565
0.90000	-0.00352
0.92500	-0.00248
0.95000	-0.00257
0.97500	-0.00396
1.00000	-0.00783



DAFTAR PUSTAKA

- Abdulla, A. K., Bhargava, R. K., and Raj, R.** 1991. *An Experimtal Study of Local Wall Shear Stress, Surface Static Pressure, and Flow Visualization Upstream, Alongside, and Downstream of a Blade Endwall Corner*. Journal of Fluid Engineering, Vol. 113, PP. 626.
- Anderson, J. D., Jr.** 2001. *Fundamentals of Aerodynamics*, 3rd edition. Mc Graw Hill, Inc.
- Fox, Robert W. and Alan, T. McDonald.** 2010. *Introduction to Fluid Mechanics* 7th edition. John Willey and Son, Inc.
- Gunawan, Nugroho and Sasongko, Herman.** 2005. *Studi Numerik dan Eksperimental Aliran 3-D pada Kombinasi Airfoil/Pelat Datar dengan Variasi Permukaan Bawah dan Pengaruh Celah*. Jurnal Teknik Mesin, Vol. 7, PP. 43-56.
- Hui, Hu and Yang, Zifeng.** 2008. *An Experimental Study of the Laminar Flow Separation on a Low-Reynolds-Number Airfoil*. Department of Aerospace Engineering, Iowa State University, Ames.
- Lin, J. C.** 2002. *Review of Research on Low Profile Vortex Generator to Control Boundary Layer separation*. Progress in Aerospace Science, Vol. 38, PP. 389-420.
- McGhee, R. J. and Beasley W. D.** 1973. *Low Speed Aerodynamic Charasteristics of A 17-Percent-Thick Airfoil Section Designed for General Aviation Application*. Hampton: NASA Langley Research Center
- Merati, P., Mc Mahon, H. M., and Yoo, K. M.** 1991. *Experimental Investigation of a Turbulent Flow in the Vicinity of an Appendage Mounted on a Flat Plate*. Journal of Fluids Engineering, Vol. 113, PP. 635.
- Meyer, R. D. W and Bechert, W. H.** 2003. *Secondary flow control on compressor blades to improve the performance of axial turbomachines*. German Aerospace Center (DLR), Institute of Propulsion Technology, Department of Turbulence Research, Germany.



Mirmanto, Heru. Sutrisno. and Sasongko, Herman. 2012. *Studi Numerik Reduksi Separasi Aliran 3-D Melalui Penambahan Bluff Rectangular Turbulator (BRT) di Depan Leading Edge (Studi Kasus di Daerah Junction Asymmetry Airfoil 9c7/32.5c50)*. Prosiding Seminar Fisika Terapan III Departemen Fisika, FST, Universitas Airlangga, Surabaya.

Pristiyan, Dany. 2014. *Studi Eksperimen Karakteristik Aliran Fluida Melintasi Airfoil NASA LS-0417 yang Dimodifikasi dengan Counter Rotating Vortex Generator*. Tugas Akhir Teknik Mesin ITS, Surabaya.

Pudjanarsa, Astu and Sasongko, Herman. 2012. *Oli Streak Visualization of Fluid Flow over Single D-Type Cylinder*. World Journal of Mechanics, Vol. 2, PP. 197-202.

Sasongko, Herman. Mirmanto, Heru. and Sutrisno. 2012. *Studi Numerik Penambahan Momentum Aliran Melalui Penggunaan Bluff Rectangular Turbulator (BRT) di Depan Leading Edge (Studi Kasus Di Daerah Junction Simetris Airfoil NACA 0015)*. Proceeding Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin XI (SNTTM XI) & Thermofluid IV, Universitas Gadjah Mada (UGM), Yogyakarta.

Sita, Rachmawati. 2009. *Studi Eksperimental Karakteristik Aliran Melintasi Silinder Ganda Teriris Tipe-i Tersusun Secara Tandem dengan Jarak Longitudinal $p/d=1,5$ di Dekat Dinding Datar*. Tugas Akhir Teknik Mesin ITS, Surabaya.

Tobak, M. and D.J. Peake. 1982. *Topology of Three Dimensional Separated Flows*, Ann. Review Fluid Mechanics, 14th Edition, S.61/85.

<http://avstop.com/ac/flighttraininghandbook/pressuredistribution.html> diakses pada 15 Oktober 2014



BIODATA PENULIS



Radiaprima Kartika Wijaya lahir di Banyuwangi pada 6 Agustus 1992, merupakan anak kedua dari 2 bersaudara dari pasangan Aguslan dan Trisnowati. Penulis menjalani pendidikan dari TK Darma Wanita 5, SDN 3 Sumbersari, SMPN 1 Genteng, SMAN 2 Genteng, dan S-1 di Teknik Mesin ITS.

Pada saat semester 7 penulis mendapatkan beasiswa Fastrack untuk melanjutkan studi ke jenjang S-2 di Teknik Mesin ITS. Bidang keahlian yang penulis tekuni adalah rekayasa konversi energi. Selama menempuh pendidikan dibangku kuliah, penulis tidak hanya aktif dalam bidang akademik saja, namun juga aktif dalam bidang keorganisasian di dalam kampus Teknik Mesin.

Pada semester 3 penulis memutuskan untuk mengambil mata kuliah Tesis yang berkaitan dengan Mekanika Fluida. Penulis membutuhkan waktu 1 semester untuk menyelesaikan Tesis dan akhirnya berhasil dinyatakan lulus dalam sidang ujian Tesis pada tanggal 21 Januari 2015. Hal ini tidak lepas dari doa dari kedua orang tua dan dukungan dari teman-teman semua. Motto hidup saya adalah “Gagal atau Berhasil Tidaklah Penting, yang Terpenting Adalah Berani Mencoba”

Dalam penulisan tesis ini masih banyak kekurangannya. Ambillah yang baik dan tinggalkan yang tidak baik. Apabila ada saran, kritik, dan pertanyaan tentang tesis ini dapat menghubungi saya melalui, email: radiaprima@gmail.com. Insyallah saya bersedia untuk menanggapi.